

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НЕОРИЕНТИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Кириллов А.А.

При проведении технологических экспериментов в космическом пространстве с помощью неориентированных космических аппаратов типа "Фотон" качество этих экспериментов зависит от положения КА в пространстве относительно Земли. Так вращение КА вокруг центра масс в процессе полета по орбите может привести к ошибкам измерений, осуществляемых научной аппаратурой или даже к срыву проводимых экспериментов. Поэтому необходимо измерение непосредственно на борту сил и моментов, действующих на космический аппарат, его скорости, высоты полёта, углов ориентации, что является одной из важнейших задач исследования космического пространства и позволяет учесть влияние эволюций КА на результаты экспериментов, а также обеспечить возможность автономного управления космическим аппаратом при использовании систем ориентации.

Одним из возможных путей решения этой задачи является применение радиотехнических средств навигации (автономных и неавтономных), использующих свойства направленности антенн и распространения радиоволн. Определение выше указанных параметров полета КА возможно осуществить и косвенным путём, через измерение параметров набегающего потока газов внешней атмосферы космического аппарата. Для этой цели могут использоваться различные типы датчиков: манометрические, термоэлектрические и ионизационные, среди которых последние могут функционировать в большем диапазоне высот (при давлениях $10^{-4} - 10^{-7}$ мм рт. ст.) и иметь меньшую погрешность.

Каждый датчик представляет собой ионизационную лампу с четырьмя сетками, встроенной термопарой и окном для поступления газов собственной внешней атмосферы космического аппарата. Функционирование ионизационного датчика осуществляется в двух режимах: активном (с подачей напряжения накала на катод) и пассивном (без накала). В первом режиме напряжение на выходе коллектора ионизационного датчика пропорционально давлению (и концентрации ионов) газов набегающего потока. Выходное напряжение на нижней границе рабочего диапазона ($p=1,2 \cdot 10^{-7}$ мм.рт.ст.) будет порядка 0,3 мкВ, а на верхней ($p=1,2 \cdot 10^{-4}$ мм.рт.ст.) 300 мкВ (без учёта последующего усилителя). С помощью встроенной термопары производится измерение тех же параметров, но при давлениях $10^{-1} - 10^{-3}$ мм. рт. ст., так как ионизационные датчики работают только при давлениях $10^{-4} - 10^{-7}$ мм. рт. ст. Во втором режиме работы датчиков (пассивном) измеряется ток в цепях анодов, образованных

заряженными частицами космической плазмы. Сила тока будет пропорциональна количеству ионов и плотности газа (плазмы) ρ . По величине напряжения, создаваемого этим током на нагрузочном сопротивлении, можно определить давление газов собственной внешней атмосферы (при известном объёме области ионизации внутри датчика) $P = \rho * V^2$ и аэродинамические силы, действующие на космический аппарат (при известных значениях аэродинамических коэффициентов C_i и площади мишени космического аппарата A) $F_i = C_i * A * P/2$, а также (при известной скорости полёта) плотность атмосферы и высоту полёта $H = f(P)$.

Ионизационно - термопарные датчики набегающего потока (ИД1 и ИД2) предполагается установить на космическом аппарате так, что ИД1 располагался впереди космического аппарата таким образом чтобы ось чувствительности датчика была сонаправлена с продольной осью космического аппарата. При этом ИД1 будет использоваться для измерения угла отклонения продольной оси космического аппарата от вектора скорости (угла α) в пределах от 0° до 80° . ИД2, расположенный рядом с двигателями системы управления, будет использоваться для измерения давления и плотности потока заряженных частиц. Ионизационно - термопарные датчики соединены линиями связи с блоком обработки информации (БОИ) расположенном в гермоотсеке космического аппарата. С помощью ионизационно - термопарных датчиков можно также получить дополнительную информацию о движении космического аппарата: угловую скорость вращения вокруг продольной оси и её положение относительно Земли. Для этого необходимо установить большее число датчиков.

По измеренным величинам давлений делается оценка причин, приводящих к вращению космического аппарата, а также уточняется пространственное положение космического аппарата. Для этого используются градуировочные графики датчиков, полученные на Земле в вакуумной камере.

Так как напряжения, получаемые с коллекторов датчиков в процессе проведения эксперимента, будут пропорциональны концентрации газов набегающего потока, которая в свою очередь пропорциональна площади поступления газов $S_{\text{пост}}$. При использовании насадка полного давления в форме усечённого конуса (см. рисунок 1) образуются три зоны чувствительности ионизационного датчика.

Первая зона (I) соответствует изменению угла отклонения (α) оси аппарата от вектора скорости (V) в пределах $\pm 45^\circ$ и обеспечивает формирование площади поступления газов $S_{\text{пост}}$ пропорционально $100\pi \cos(\alpha)$. Вторая зона (II) соответствует изменению угла отклонения в пределах $-80^\circ \div -45^\circ$, $45^\circ \div 80^\circ$ и обеспечивает формирование площади поступления газов $S_{\text{пост}}$ пропорционально $150\pi \frac{\sin^2(80^\circ \mp \alpha)}{\cos(\alpha)}$. Третья зона

(III) соответствует значениям угла отклонения вне общей зоны чувствительности датчика. График зависимости относительной концентрации газов от угла отклонения при условии свободномолекулярного характера потока показан на рисунке 2; где за единицу принята концентрация частиц газа на высоте полёта космического аппарата ($6,4 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$ для 300 км.). Если использовать насадок с меньшим раскрывом, то можно добиться достаточно узкой первой зоны и ещё меньшей второй зоны, но тогда увеличится третья зона для перекрытия которой необходимо несколько датчиков. При большем угле раскрыва насадка размеры первой зоны не увеличатся, но увеличатся размеры второй зоны.

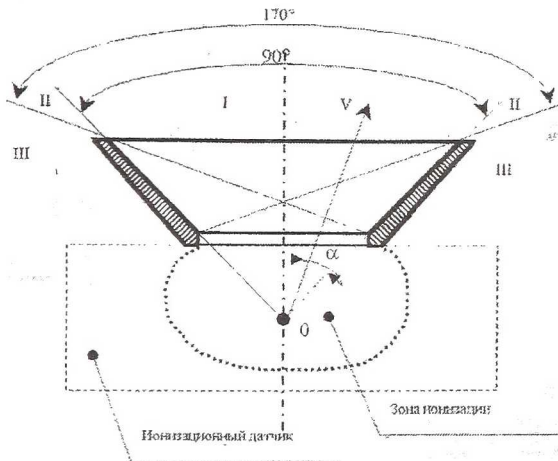


Рисунок 1 - Зоны чувствительности ионизационного датчика с насадком полного давления

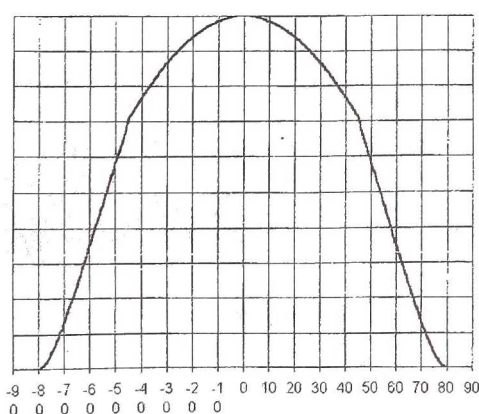


Рисунок 2 - Относительная зависимость концентрации частиц газов в области ионизации от угла отклонения оси космического от вектора скорости сформированная насадком полного давления

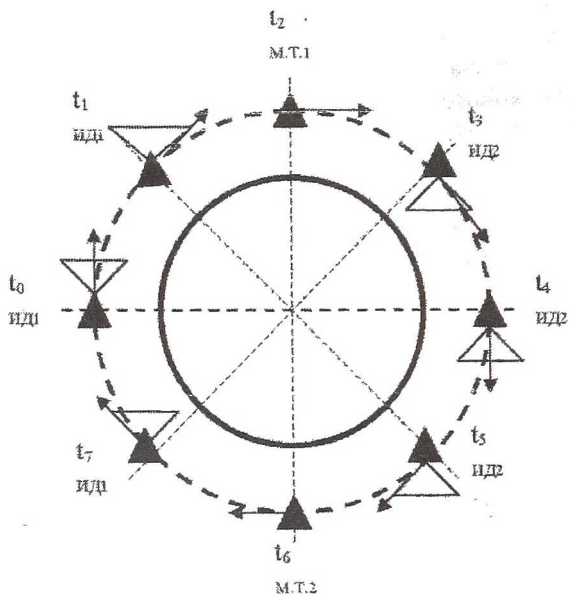


Рисунок 3 - Образование рабочего цикла аппаратуры датчиков

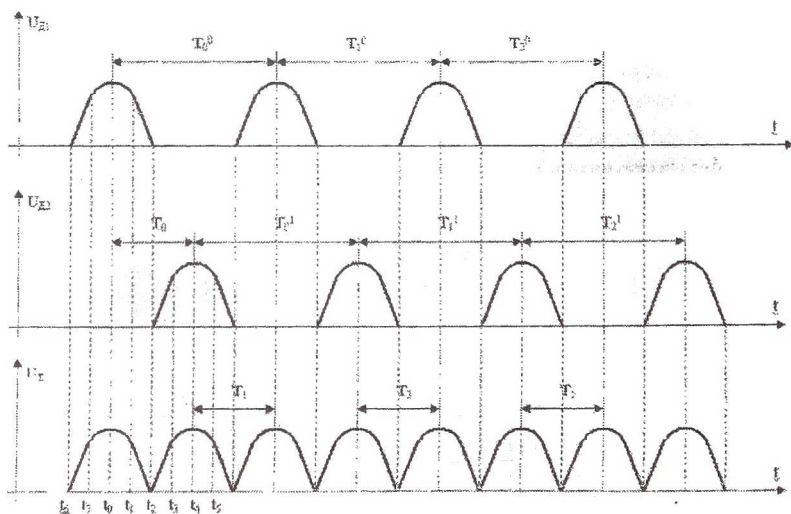


Рисунок 4 - Сигналы датчиков 1 и 2, суммарный информационный сигнал

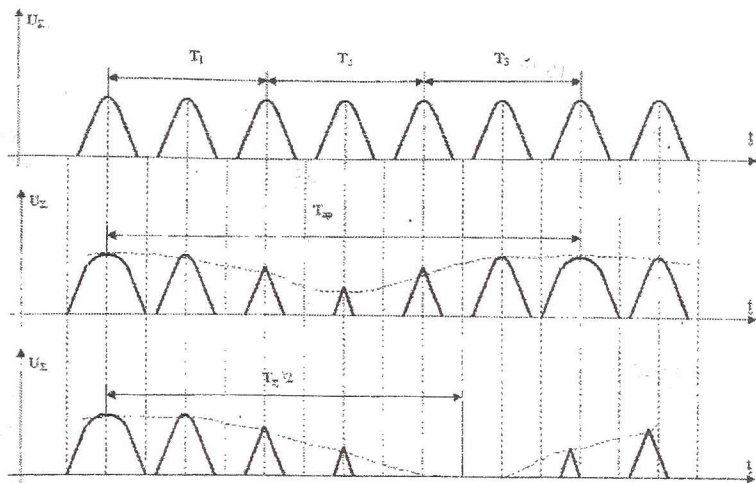


Рисунок 5. Суммарный информационный сигнал при отклонении оси аппарата от плоскости орбиты

Во время полета неориентированного космического аппарата типа "Фотон" он периодически вращается в плоскости орбиты относительно вектора скорости (см. рисунок 3). При этом, полагая, что модуль скорости остаётся постоянной и известной величиной, а орбита является окружностью с постоянным и известным радиусом, так что концентрация частиц газа по траектории движения аппарата остаётся постоянной и известной величиной (влияние изменения модуля скорости, эллиптичности орбиты, зависимости концентрации частиц от освещённости Солнцем можно учесть введением поправочных коэффициентов, рассчитанных после осуществления полёта с привязкой к бортовому времени).

Таким образом, при движении аппарата отсчёты напряжений на коллекторах ионизационных датчиков будут иметь периодический вид, показанный на рисунке 4. Максимумы сигнала с первого датчика (расположенного в верхней части аппарата) сдвинуты во времени на полупериод обращения аппарата относительно максимумов сигналов со второго датчика (расположенного в нижней части аппарата). Суммарный сигнал с датчиков представляет собой информационную зависимость данного эксперимента, анализ которой и будет далее рассмотрен.

В интервале времени $t_0 \div t_1$ угол отклонения оси аппарата от вектора скорости в плоскости орбиты изменяется от 0° до $+45^\circ$ и сигнал с первого датчика уменьшается начиная с максимума. В интервале времени $t_1 \div t_2$ угол отклонения изменяется от $+45^\circ$ до $+80^\circ$ где сигнал с первого датчика уменьшается до минимума, а в интервале от $+80^\circ$ до $+100^\circ$ наступает зона мёртвой точки t_2 где отсутствуют сигналы от обоих датчиков. В интервале

времени $t_2 \div t_4$ угол отклонения изменяется от $+100^\circ$ до $+180^\circ$ где сигнал со второго датчика увеличивается с минимума до максимума. В интервале времени $t_4 \div t_6$ угол отклонения изменяется от $+180^\circ$ до -100° где сигнал со второго датчика уменьшается с максимума до минимума, а в интервале от -100° до -80° наступает зона мёртвой точки t_6 , где отсутствуют сигналы от обоих датчиков. В интервале времени $t_6 \div t_8$ угол отклонения изменяется от -80° до 0° и сигнал с первого датчика увеличивается с минимума до максимума. Таким образом за один период обращения аппарата вокруг Земли (примерно 90 минут) получим два сигнальных импульса, по одному с каждого датчика. При равномерном движении аппарата по орбите интервалы времени между максимумами сигнала будут одинаковыми и равными периоду обращения. При неравномерном движении аппарата по орбите интервалы времени между максимумами сигнала будут различны (частотная модуляция) и по их приращению (или убыли) можно определить с каким ускорением происходит движение.

Если продольная ось космического аппарата повёрнута относительно плоскости орбиты, то из характеристики зависимости напряжения от угла отклонения “вырежется” сектор равный удвоенному углу поворота (см. рисунок 5). Поэтому при движении аппарата по орбите с постоянным отклонением продольной оси чувствительность измерений будет меньше, а мёртвая зона увеличится. Если продольная ось космического аппарата поворачивается относительно плоскости орбиты, то суммарный сигнал с датчиков оказывается промодулированным по амплитуде с частотой, соответствующей периоду поворота. При этом возможны два случая. Первый – когда вращение носит колебательный характер, то есть то в одну, то в другую сторону (средний график на рисунке 5) и количество положительных приращений амплитуды сигнала равно количеству отрицательных. Второй – когда вращение осуществляется в одну сторону (определить в какую с помощью только двух датчиков невозможно) и количество положительных приращений амплитуды сигнала неравно количеству отрицательных (нулевое приращение считается положительным).

На датчик ИД2, расположенный рядом с двигателями системы управления, также будет оказывать влияние дополнительная газовая компонента, обусловленная газацией двигателей. В интервале $t_3 - t_5$ относительный уровень этой компоненты можно учесть, сравнивая соседние во времени импульсы с первого $U_{д1}$ и второго $U_{д2}$ датчиков. По величине превышения максимума импульса $U_{д2}$ над ожидаемым (средним между предыдущим и последующим импульсами $U_{д1}$) можно оценить уровень дополнительной компоненты. В интервале $t_7 - t_1$ показания второго датчика будут непосредственно соответствовать дополнительной компоненте.

В общем случае вращение продольной оси аппарата относительно вектора скорости может быть совместно с отклонением её от плоскости орбиты, что может привести к невозможности снятия характеристик вращения при нахождении обоих датчиков в мёртвой зоне из-за отклонения (см. нижний график на рисунке 5).

Итак по суммарному информационному сигналу можно определить: период $i^{\text{го}}$ витка T_i и частоту $\Omega_i = 2\pi/T_i$ обращения аппарата вокруг Земли.

T_i определяется как решение уравнения

$$Ck \cdot U_{gi}(T_i) = 0 \quad (1)$$

на отрезке времени $[t_6; t_2]$, где Ck -коэффициентная константа датчика; величину (возможно и знак) угла β_i отклонения продольной оси аппарата от плоскости орбиты как решение уравнения:

$$100\pi \cdot \cos \beta_i = Ck \cdot U_{\Sigma \max i} \quad (2)$$

на отрезке значений $[-\pi/4; +\pi/4]$, или уравнения:

$$150\pi \cdot Ck \cdot U_{\Sigma \max i} = \frac{\sin^2(80^\circ - \beta_i)}{\cos \beta_i} \quad (3)$$

на отрезке значений $[-80^\circ; -\pi/4]$, или уравнения:

$$150\pi \cdot Ck \cdot U_{\Sigma \max i} = \frac{\sin^2(80^\circ + \beta_i)}{\cos \beta_i} \quad (4)$$

на отрезке значений $[\pi/4; 80^\circ]$;

скорость V и ускорение a аппарата (при известной длине траектории L_{mp}): $V_i = L_{tp}/T_i$, $a_i = (V_i - V_{i-1})/T_i$;

силы F_i , действующие на аппарат (при известных значениях аэродинамических коэффициентов C_i и миделя A):

$$F_i = \frac{C_i \cdot A}{2} \cdot \frac{Ck \cdot U_{\Sigma \max}}{C_0} \quad (5)$$

концентрацию нейтральных частиц газов и оказываемое ими давление:

$$n_0 = \frac{Ck \cdot U_{\Sigma \max}}{3kT}; \quad p = \frac{Ck \cdot U_{\Sigma \max}}{C_0} \quad (6)$$

плотность атмосферы и высоту полёта (по табличным данным в зависимости от давления);

концентрацию заряженных частиц (положительных и отрицательных); относительный уровень влияния газации двигателей системы управления; оценку дисперсии всех вышеперечисленных параметров (по дисперсии отсчётов).

Данные с ионизационных датчиков можно также использовать в системах автоматической стабилизации положения продольной оси

аппарата относительно вектора скорости, получая информацию об эволюциях космических аппаратов в пространстве.

Список использованных источников

1. Новиков Л.С., Сёмкин Н.Д., Куликаускас В.С.//Физика и химия обработки материалов № 6, 1989.
2. Сёмкин Н.Д. Измерительные преобразователи пылевых и газовых частиц аэрокосмических систем. Учебное пособие – Самара: СГАУ, 1998 – 142 с.
3. Сёмкин Н.Д. Проектирование масс –спектрометров для космических исследований. Учебное пособие – Самара: СГАУ, 2000 – 164 с.

УДК 669.713.7

ДИНАМИЧЕСКОЕ ИОННОЕ ЗЕРКАЛО ВО ВРЕМЯПРОЛЁТНОМ МАСС-СПЕКТРОМЕТРЕ

Пияков И.В., Воронов К.Е.

Во времяпролётных масс-спектрометрах часто применяют ионные зеркала. Благодаря ионному зеркалу ионы дважды проходят бесполевое пространство, что даёт возможность уменьшить габариты масс-спектрометра. К тому же нелинейное ионное зеркало способствует фокусировке ионных пакетов, что в значительной мере исключает влияние начального энергетического разброса. При отражении в ионном зеркале ионы с большей энергией имеют большую длину пути в нём, соответственно и большее время пролёта. Увеличение времени пролёта в ионном зеркале должно компенсировать разницу времён пролёта ионов с меньшей и большей скоростью. Следует отметить, что нелинейность можно обеспечить путём подачи на сетки зеркала различных по величине напряжений либо сетки расположить в пространстве на разном расстоянии друг от друга. И в том и другом случае достаточно сложно точно изготовить ионное зеркало по расчётным параметрам. Одним из вариантов решения этой проблемы может быть моделирование ионного зеркала динамическим электрическим полем. Вектор отражающего поля должен быть направлен в сторону, противоположенную движению ускоренных ионов. Модуль поля должен уменьшаться со временем. Такие параметры обеспечат следующее: более лёгкие ионы приобретут большую скорость и попадут в зеркало раньше чем более тяжёлые ионы, таким образом, под действием более сильного отражающего поля они развернутся намного быстрее, чем более тяжёлые ионы под действием меньшего по величине отражающего поля. Благодаря этому, при правильном выборе закона изменения тормозящего поля, обеспечивается временная компенсация начального энергетического разброса. Наиболее удобным является квадратичный закон отражения (рис. 1):

$$E_{отр}(t) = at^2 + bt + c, \quad (1)$$