

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ В ПРОСТРАНСТВЕ

Е.В. Безукладников, А.Н. Разумов

METHOD OF ATTITUDE DETERMINATION OF METEOROLOGICAL ROCKET IN SPACE

E.V. Bezukladnikov, A.N. Razumov

Приведено описание методики определения положения метеорологической ракеты в пространстве. Информация о положении осей ракеты в полёте получается в результате анализа показаний датчика линейных ускорений. Предлагаемая методика позволяет снизить стоимость используемых бортовых измерительных систем.

Ключевые слова: метеорологическая ракета, определение положения, определение ориентации.

The paper describes the methodology for attitude determination of meteorological rockets in space. Information on the rocket axes attitude in flight is the result of the analysis of the sensor linear accelerations. The proposed method can reduce the cost of onboard measuring systems used.

Keywords: meteorological rocket, position determination, attitude determination.

В процессе полёта метеорологической ракеты происходит её вращение вокруг продольной оси. Скорость данного вращения может достигать 300–600 об/мин и сопровождаться прецессией оси. Для расшифровки результатов измерений научной аппаратуры необходима информация о положении ракеты в каждый момент времени. Для этого могут использоваться следующие методы: метод на основе гироскопической системы либо методы с использованием привязки к внешней среде.

Цена гироскопической системы, сохраняющей стабилизацию при такой скорости вращения объекта (ракеты), крайне высока. Кроме того, современные гироскопы не обеспечивают высокую точность, необходимую при проведении испытаний с использованием научной аппаратуры, из-за накопления ошибки в их показаниях (дрейфа оси).

Рассмотрим методы привязки к внешней среде. Одним из возможных вариантов решения проблемы может являться оптическая привязка к внешней среде. Данный вариант является трудным в реализации, поскольку зависит от множества внешних дестабилизирующих факторов: необходимо обеспечить работу системы в любых метеорологических условиях, при любой облачности, в любое время суток. Также принципиальной про-

блемой является отсутствие постоянного объекта привязки, поскольку ни одно из небесных тел не может обеспечить выполнение всех приведённых выше условий.

Другим вариантом определения положения ракеты в пространстве может служить измерение вектора магнитного поля. Но такая методика также не является оптимальной, поскольку величина вектора напрямую зависит от магнитного поля земли в точке старта (её географического положения) и, следовательно, не может обеспечить универсальность методики. Кроме того, существует ряд факторов, влияющих на измеряемый вектор магнитного поля: активность на солнце; магнитные аномалии, вызываемые залежами ископаемых руд; искусственно создаваемые магнитные поля (в случае наличия рядом, например, ускорительной техники), собственные магнитные моменты, создаваемые ракетой. Направление вектора магнитного поля меняется с высотой.

Исходя из приведённого выше анализа, был применён наиболее простой и эффективный метод решения данной задачи. Используемый метод основывается на применении датчика линейных ускорений. В данном случае удобно ввести цилиндрическую систему координат (рис. 1).

Безукладников Евгений Владимирович – инженер-конструктор ОАО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург; main@okb-novator.ru

Разумов Артем Николаевич – техник-конструктор ОАО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург; main@okb-novator.ru

Bezukladnikov Evgeny Vladimirovich – design engineer of OSC «EDB «Novator», Yekaterinburg; main@okb-novator.ru

Razumov Artem Nikolaevich – technical engineer of OSC «EDB «Novator», Yekaterinburg; main@okb-novator.ru

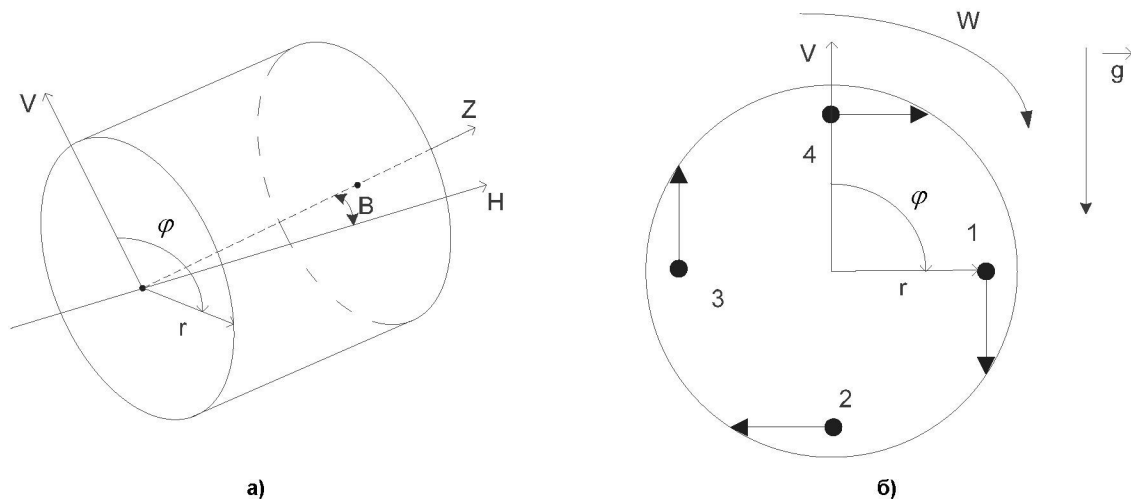


Рис. 1. Введённая цилиндрическая система координат

Ось Z системы координат сонаправлена с продольной осью ракеты; ось H – ось, являющаяся проекцией оси Z на горизонтальную плоскость; φ – угол отклонения от вертикальной оси в плоскости, представленной на рис. 1, б; r – расстояние до точки в плоскости перпендикулярной Z (см. рис. 1, а); V – вертикальная ось ракеты.

Для привязки положения датчика (положения его оси) к системе координат связанной с ракетой рассмотрим сначала, плоскость, представленную на рис. 1, б (при горизонтальном положении ракеты). Ось измерения датчиком показана вектором для разных положений ракеты.

Из рисунка видно, что датчик будет показывать значения, соответствующие ускорению $9,8 \text{ м/с}^2$ (далее $1g$) в положении 1, ускорение, соответствующее $-1g$ в положении 3, и значения, соответствующие $0g$ в положениях 2 и 4. Поскольку ракета будет вращаться в плоскости, представленной на рис. 1, б, то линейное ускорение будет выражаться следующей формулой:

$$a = g \cdot \sin(W \cdot t),$$

где W – частота вращения ракеты вокруг оси Z ; a – линейное ускорение, измеряемое датчиком (понятно, что данная формула справедлива лишь

для равномерно вращающейся ракеты вокруг своей оси).

Разумеется, при движении ракеты в пространстве угол отклонения её оси Z от горизонтального положения будет отличным от нуля. Для учёта данного отклонения используется следующая зависимость:

$$a = g \cdot \sin(W \cdot t) \cdot \cos B,$$

где W – частота вращения ракеты вокруг оси Z ; B – угол отклонения оси Z от горизонтального положения (оси H) (см. рис. 1, а).

Рассмотрим вид сигнала, выдаваемый датчиком при движении ракеты в пространстве. Схематическое изображение данного сигнала представлено на рис. 2.

Фаза несущей сигнала будет соответствовать углу поворота ракеты вокруг своей оси, амплитуда несущей даст информацию об угле наклона оси Z ракеты относительно горизонтального направления.

Явление прецессии при полёте ракеты приведёт к амплитудно-модулированному сигналу на выходе датчика (см. рис. 2). Информация о величине и частоте прецессии оси отражена в глубине модуляции $\frac{L-K}{L+K}$ и частоте модулирующего сиг-

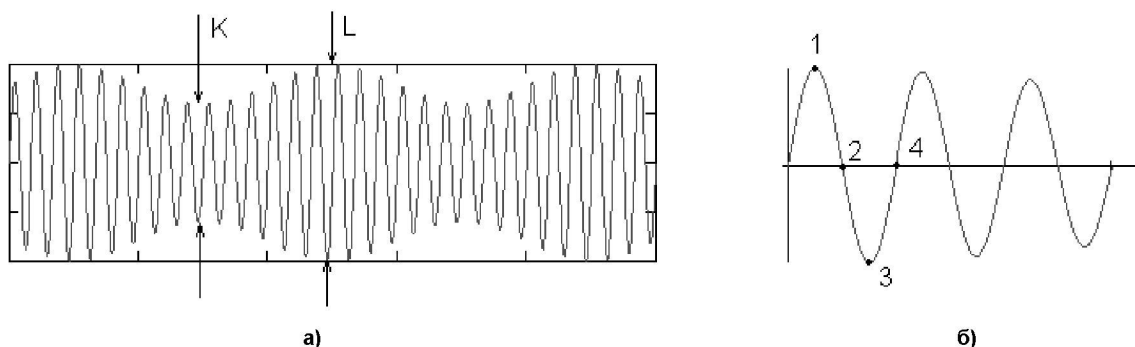


Рис. 2. Схематическое изображение сигнала: а – на длительном временном интервале; б – на коротком временном интервале

нала. Угол прецессии продольной оси ракеты может быть вычислен из следующей зависимости:

$$\frac{L - K}{L + K} = \operatorname{tg} \beta \cdot \operatorname{tg} \alpha,$$

где α – угол прецессии продольной оси ракеты (оси Z).

Для выполнения применимости выбранной нами методики определения положения ракеты в пространстве необходимо соблюдение следующих условий:

1) частота прецессии продольной оси ракеты должна быть в несколько раз меньше частоты вращения ракеты вокруг продольной оси, в противном случае будет довольно сложно выделить модулирующее колебание и несущую из полученного сигнала;

2) положение ракеты должно быть отличным от вертикального, иначе в отсутствие прецессии оси значения проекций ускорения на ось измерения датчика будут равны нулю;

3) ракета не должна двигаться только за счёт сил инерции (например, быть в свободном падении), или же датчик будет в состоянии невесомости;

4) следует учитывать уменьшение ускорения свободного падения с увеличением высоты полёта ракеты.

Заключение

Выбранная нами методика измерений позволит передавать всего по одному телеметрическому каналу данные об угле поворота ракеты вокруг собственной оси в любой момент времени, угле наклона оси ракеты относительно горизонтальной плоскости, угловой скорости вращения вокруг продольной оси, величине и угловой скорости прецессии оси Z ракеты вокруг продольной оси.

Литература

1. *Современная телеметрия в теории и на практике: учеб. курс / А.В. Назаров, Г.И. Козырев, И.В. Шитов и др. – СПб.: Наука и техника, 2003. – 672 с.*

Поступила в редакцию 12 октября 2010 г.