

В.А. Агарев

ПОЛУНАТУРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ПЕРЕСТРАИВАЕМОГО ГАЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПОДВЕСА РОТОРА СВОБОДНОГО ГИРОСКОПА В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ

Рассмотрен проект первого этапа экспериментальных исследований в космосе основных принципов построения постоянно действующего свободного гироскопа с перестраиваемым газозлектрическим подвесом ротора. Целями проекта являются: оценка возмущающих моментов, действующих на ротор гироскопа при истечении газа в открытый космос; оптимизация конструктивных параметров перестраиваемых газозлектрических подвесов.

Необходимость разработки принципиально новых гиротехнологий обоснована современными требованиями, предъявляемыми к системе управления, навигации и ориентации различных авиакосмических летательных аппаратов. Известно, что бесконтактные подвесы ротора с малой несущей способностью, например, электростатические, позволяют получать гироскопы с более высокими точностными характеристиками, чем подвесы, имеющие большую несущую способность, например, газодинамические [1, 2].

Противоречие между точностью и несущей способностью подвесов ротора гироскопа при длительных авиакосмических полетах может быть разрешено в гироскопах с перестраиваемыми газозлектрическими подвесами, в которых выбор несущей способности зависит от характера перегрузок, действующих на летательный аппарат. В конструктивном плане перестраиваемый газозлектрический подвес ротора гироскопа представляет собой объединение в одном корпусе двух подвесов, принципы действия которых различны [3].

Идея проекта основана на изобретении перестраиваемого газозлектрического гироскопа с шаровым ротором, в котором газодинамический подвес при наступлении невесомости отключается путем выпуска газа в открытое космическое пространство через систему выравнивания давлений, а электростатический подвес включается. При необходимости, например, в условиях полета аппарата с большими перегрузками, осуществляется обратное перестраивание подвесов, при котором включаются система стабилизации частоты вращения ротора и газовый подвес, а электростатический подвес отключается.

В настоящее время в стадии испытаний находится прибор полунатурного моделирования режимов работы перестраиваемого газозлектрического подвеса ППМ1 АГАР, позволяющий определить характер возмущающих моментов, действующих на ротор при истечении газа, а также оценить другие характеристики режимов перестраивания. Учитывая, что в условиях Земли создание глубокого космического вакуума связано со многими трудностями экономического и технического характера, результаты наземных испытаний прибора и выбор конструктивно-технологических решений должны быть уточнены по результатам экспериментальных исследований в условиях космического полета. Без этого разработка конкретных перспективных технологий для гироскопических устройств нового поколения не может быть законченной.

Для экспериментальной проверки в условиях космоса принципов построения и испытаний конструктивно-технологических моделей основных узлов авиакосмических гироскопических устройств на первом этапе необходимо решить следующие задачи:

– разработать, изготовить и провести наземные испытания прибора ППМ1 АГАР для исследований режимов работы перестраиваемого газозлектрического подвеса, в котором конструктивно совмещены газодинамический и электростатический подвесы;

– исследовать в условиях глубокого космического вакуума принципы построения ППМ1 АГАР, определить возмущающие моменты, действующие на ротор в процессе истечения газа и оценить характеристику подвесов во время прямого и обратного перестраивания.

Пути реализации указанных задач следующие:

- проведение анализа и схематизации основных физических процессов, протекающих в перестраиваемом газoeлектрическом подвесе ротора;
- применение методов теории подобия и размерности для разработки принципов полунатурного моделирования режимов работы перестраиваемого газoeлектрического подвеса и определение критериев подобия;
- изготовление прибора полунатурного моделирования режимов работы перестраиваемого подвеса с учетом результатов схематизации процессов и критериев подобия;
- разработка методик испытаний прибора полунатурного моделирования;
- проведение наземных испытаний прибора и обработка результатов;
- корректировка методик испытаний и доработка, при необходимости, прибора для проведения экспериментов в условиях космического полета на международной орбитальной космической станции;
- проведение космического эксперимента, анализ полученных результатов и выработка рекомендаций по их использованию в конкретных разработках постоянно действующих авиакосмических гироскопов.

В приборе ППМ1 АГАР основным процессом на данном этапе исследований считается газодинамический процесс, связанный с истечением газа из корпуса гироскопа в открытый космос. Газодинамический процесс определяет параметры возмущающих моментов, действующих на ротор, а также характеристики электростатического и газодинамического подвесов ротора при их перестраивании.

Картина реального процесса может быть представлена следующим образом.

Имеется корпус со сферической полостью, внутри которой вращается ротор-шар с угловой скоростью ω . В зазоре между ротором и сферической полостью находится газ с вязкостью μ . Сферическая полость с шаром при перестраивании соединяется через калибровочное отверстие с космическим пространством, характеризующимся высоким разряжением по отношению к газу в приборе. Очевидно, что газ, находящийся в зазоре h под давлением $p \gg p_k$, будет вытекать из него до тех пор пока не наступит момент равновесия давлений в полости прибора и космическом пространстве. Длительность процесса перестраивания будет зависеть от скорости истечения газового потока. В результате взаимодействия газа с поверхностью ротора возникают силы трения, определяющие возмущающий момент. При смещении ротора относительно центра сферической полости вдоль оси вращения симметрия потока газа, при истечении его из зазора, не нарушается и моменты, определяемые силами трения, взаимно уравновешиваются. Смещение же ротора относительно центра сферической полости в произвольном направлении изменяет толщину потока газа справа и слева, что приведет к изменению скоростей истечения газа и, следовательно, к появлению возмущающего момента.

Целью эксперимента является определение значения возмущающего момента, действующего на ротор при истечении газа из перестраиваемого подвеса гироскопа, представленного в виде моделирующей установки.

Основным средством для решения подобных задач является использование так называемой П-теоремы. Краткая формулировка этой теоремы приведена ниже.

Пусть имеется функциональная связь между n -размерными физическими величинами $a_1, a_2, a_3, \dots, a_n$.

$$a_1 = f(a_1, a_2, a_3, \dots, a_n). \quad (1)$$

Известно, что m величин из n имеют независимые размерности. Тогда соотношение (1) можно представить как функциональную связь между $n - m$ величинами $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_{n-m}$, которые представляют собой безразмерные комбинации размерных величин, $a_1, a_2, a_3, \dots, a_n$, т.е.

$$\Pi_1 = f(\Pi_2, \Pi_3, \dots, \Pi_{n-m}). \quad (2)$$

Если в исходное соотношение (1) кроме размерных величин a_n входят безразмерные величины $b_1, b_2 \dots b_k$, то они останутся и в преобразованном соотношении (2):

$$\Pi_1 = f(\Pi_2, \Pi_3 \dots \Pi_{h-m}; b_1, b_2 \dots b_k) \quad (3)$$

Таким образом всякое физическое соотношение между размерными величинами можно представить как соотношение между безразмерными величинами.

Момент, действующий на ротор при истечении газового потока, зависит от двух групп определяющих параметров:

- параметров, характеризующих физические свойства газового потока;
- параметров, характеризующих геометрические особенности и размеры системы, где происходит исследуемый процесс.

Определяющие параметры входят аргументами в функцию для момента:

$$M = f(l_i; \Gamma; \rho; \mu; V), \quad (4)$$

где l_i – определяющие геометрические размеры системы $l_1 = R; l_2 = h$; Γ – безразмерные геометрические параметры, задающие форму системы $\left(\frac{\Delta}{h}, \frac{h}{R}\right)$; Δ – чистота обработки

поверхности шара; h – зазор между сферической полостью корпуса гироскопа и ротором; R – радиус ротора; ρ – плотность газового потока; μ – вязкость газа; V – скорость газового потока.

Зависимость (4) для момента содержит пять размерных величин, из которых три с независимыми размерностями. Согласно утверждению П-теоремы, можно получить две безразмерные величины, которые позволят представить функциональную зависимость (3) в виде

$$\Pi_1 = f(\Gamma; \Pi_2),$$

где $\Pi_1 = \frac{M}{\mu V R^2}$ и $\Pi_2 = \frac{\rho h V}{\mu} = Re$ (критерий Рейнольдса).

Таким образом, момент, действующий на шар при истечении газа, является функцией определяющих параметров и может быть представлен в виде

$$M = f\left(\frac{\Delta}{h}, \frac{h}{R}, Re\right) \mu V R^2.$$

При создании модели стараются отбросить все второстепенные факторы, оставляя главные, определяющие. При рассмотрении того или иного определяющего фактора иногда удается разделить его на составляющие, которые в основном характеризуют моделируемое явление.

Сосредоточим внимание на взаимодействии движущегося газового потока с вращающимся шаром. Пока нас интересует прежде всего кинематическая сторона этого процесса.

Здесь основным определяющим параметром газового потока является скорость.

Абсолютную скорость газового потока можно представить как результат участия газового потока сразу в двух более простых движениях:

$$\bar{V} = \bar{V}_1 + \bar{V}_2,$$

где $\bar{V}_1; \bar{V}_2$ – движение по параллелям и движение по меридианам соответственно.

На первом этапе исследований возможно допущение, что момент трения определяется в основном меридианальной составляющей газового потока. Момент трения составляющих газового потока, движущихся по параллелям, совпадает по направлению с моментом гидродвигателя и не приводит к изменению положения вектора кинетического момента ротора в пространстве. В приборе полунатурного моделирования, в таком случае, можно вращающийся ротор заменить неподвижной сферой.

При реализации критериев подобия в модели важно помнить о "вырождении" критериев.

Условие подобия $\left(\frac{\Delta}{h}\right)_M = \left(\frac{\Delta}{h}\right)_P$ при построении модели принципиальных трудностей не вызывает.

Для выполнения равенства $(Re)_M = (Re)_P$ целесообразно менять значения скорости потока газа калибровочным отверстием в системе выравнивания давления.

Из газовой динамики известно, что секундный расход газа определяется из соотношения:

$$G = \frac{bF_k p}{\sqrt{R_n T}}, \quad (5)$$

где b – коэффициент, зависящий от показателя адиабаты; F_k – сечение калибровочного отверстия; p – давление газа; R_n – газовая постоянная; T – абсолютная температура газа.

Так как мы имеем симметричную картину, то возможно рассматривать истечение газа из левой или из правой половины прибора в отдельности, получая при этом от каждой половины системы половину секундного расхода. Исходя из положения о неразрывности газового потока, мы можем в каждом сечении этой системы получить выражение для скорости газового потока по следующей формуле:

$$\frac{G}{2} = \rho S_i V_i,$$

где S_i – площадь i -го сечения; V_i – скорость газа в i -м сечении.

Следовательно, скорость в зазоре h системы можно вычислить по формуле:

$$V = \frac{G}{2\rho \cdot 2\pi R \cdot \cos\theta \cdot h},$$

где θ – угол широты, отсчитываемый от оси вращения ротора.

В формулу для секундного расхода (5) входит давление, которое не остается постоянным. Закон падения давления зависит от характера теплообмена в полости прибора. Если допустить, что процесс изотермический, то закон падения давления выразится так:

$$p = p_0 e^{-\frac{G_0 \tau}{Y_0}},$$

где p_0 – начальное давление газа в системе; Y_0 – массовое количество газа в полости до начала истечения; τ – время истечения.

Если принять, что процесс адиабатический, то закон падения давления выразится в виде

$$p = \frac{p_0}{\left(1 + \frac{k-1}{2k} \frac{G_0 \tau}{Y_0}\right)^{\frac{2k}{k-1}}},$$

где k – показатель адиабаты.

В результате скорости газового потока соответственно для изотермического и адиабатического процессов истечения газового потока могут быть выражены следующими формулами:

$$V = \frac{bF_k p_0 e^{-\frac{G_0 \tau}{Y_0}}}{2\rho \sqrt{R_n T} \cdot 2\pi R \cdot \sin\theta \cdot h},$$

$$V = \frac{bF_k P_o}{2\rho \sqrt{R_n T} \cdot 2\pi R \cdot \sin \theta \cdot h} \frac{1}{\frac{k-1}{2k} \sqrt{1 + \frac{k-1}{2} \frac{G_o \tau}{Y_o}}}$$

Самым удобным параметром для управления критерием Рейнольдса является калибровочное сечение. Критерий Re через формулы для скорости газа приобретает вид:

$$Re = \frac{bF_k P_o e^{\frac{G_o \tau}{Y_o}}}{2 \sqrt{R_n T} \cdot 2\pi R \cdot \sin \theta \cdot \mu}$$

$$Re = \frac{b F_k P_o}{2 \sqrt{R_n T} \cdot 2\pi R \cdot \sin \theta \cdot \mu} \frac{1}{\frac{k-1}{2k} \sqrt{1 + \frac{k-1}{2} \frac{G_o \tau}{Y_o}}}$$

Проведенная схематизация газодинамического процесса позволяет конструкцию модели для экспериментальных исследований представить в виде крутильного маятника с тонкостенной сферой, подвешенной на упругих растяжках в центре сферической полости корпуса прибора. Выводные трубки и калибровочное отверстие вентиля внешней системы выравнивания давления обеспечивают соединение сферической полости корпуса с вакуумной камерой и тем самым воспроизводят режим истечения газа при перестраивании газодинамического подвеса. В модели конструктивно обеспечивается возможность регулировки и контроля положения тонкостенной сферы относительно геометрического центра сферической полости корпуса. Крутящий момент, действующий на сферу, определяется путем измерения угла отклонения зеркала на сфере от положения динамического равновесия крутильного маятника.

Уравнение колебательного движения крутильного маятника имеет вид

$$\frac{d\varphi}{dt} + \frac{C}{I} \varphi = 0, \quad (6)$$

где $C = \frac{\pi d^4 Q}{32l}$ – крутильная жесткость растяжки; d – диаметр упругой растяжки; l – длина растяжки; Q – модуль сдвига материала растяжки; I – момент инерции тонкостенной сферы; φ – угол отклонения чувствительного элемента от положения динамического равновесия его свободных колебаний

Обозначив $\frac{C}{I} = \omega^2$, получим решение рассматриваемого уравнения (6) в виде

$$\varphi = \varphi_m \sin \omega t,$$

φ_m – амплитуда колебания.

Основными параметрами системы при этом являются:

– период собственных колебаний $T = 2\pi \sqrt{\frac{I}{C}}$;

– момент инерции сферы $I = \frac{2}{5} m \frac{R_1^5 - R_2^5}{R_1^3 - R_2^3}$ (m – масса сферы; R_1, R_2 – внешний и

наружный радиусы сферы).

Момент, прикладываемый к сфере, может быть оценен по формуле

$$M = C \varphi_{\max} = \frac{\pi d^4 Q}{32 l} \varphi_{\max}.$$

Таким образом, в рамках данного проекта прибор ППМ1 АГАР может включать в себя: корпус со сферической полостью, который через внешнюю систему выравнивания давлений может соединяться с открытым космосом; модель шарового ротора, удерживаемую в центре сферической полости электростатическим подвесом или торсионами; датчики и приемники оптической и емкостной системы съема информации, плату питания и управления.

Выполнение критериев подобия при экспериментах осуществляется выбором скорости истечения газа, которая определяется в свою очередь выходным отверстием и другими параметрами внешней системы выравнивания давления, значения которых устанавливаются при наземных испытаниях.

Реализация проекта позволяет получить научно-экспериментальные знания для конструирования постоянно действующих перестраиваемых электрогазовых подвесов авиакосмических гироскопов XXI века [4]. Основанием для этого являются следующие прогнозируемые технические данные, требующие подтверждения космическими экспериментами:

- давление остаточного газа (10^{-13} – 10^{-14}) мм рт.ст., которое может быть создано в следящем корпусе гироскопа в условиях космической лаборатории "Альфа" (при наличии молекулярного экрана) обеспечивает возможность работы гироскопа в режиме выбега ротора в течение практически неограниченного времени;

- дрейф свободного гироскопа в таком режиме может быть порядка 10^{-6} град/ч и менее;

- перегрузочная способность перестраиваемого гироскопа в режиме работы с электростатическим подвесом в условиях космического вакуума может быть многократно увеличена путем увеличения напряжения на электродах в соответствии с законом Пашена.

Результаты проекта могут быть положены в основу разработки комплексной космической программы развития гиротехнологий, предусматривающей переход от простых экспериментов с конструктивно-технологическими моделями узлов к широким экспериментальным исследованиям с использованием опытных образцов гироскопов, специальных бортовых установок и отдельных космических модулей. Стратегической целью этой программы является создание основ гиротехнологии для высокоточных постоянно-действующих гироскопов на новых конструктивно-технологических принципах, максимально использующих такие факторы космического полета, как невесомость, сверхглубокий вакуум, радиационное и термическое воздействие космической среды на свойства материалов, наличие нулевого гравитационного поля в окрестностях точек вибраций планет Солнечной системы и другие.

Список литературы

1. Агарёв В.А. О перспективах применения гироскопических устройств с бесконтактным подвесом ротора в автоматических бортовых системах управления воздушных судов ГА// Вопросы повышения эффективности и качества систем управления полетом и навигации воздушных судов: Сб. науч. тр. К.: КИИГА, 1990. – С. 34.

2. Агарёв В.А., Павловский М.А. Авиакосмические ориентаторы на свободных гироскопах с перестраиваемой в полете конструкцией// Механика гироскопических систем. – К., 1997, № 14. – С. 3–10.

3. Агарёв В.А., Павловский М.А., Туник А.А. Принципы построения авиакосмического ориентатора на основе свободного гироскопа с бесконтактным подвесом ротора// Механика гироскопических систем. – К., 1997, № 14. – С. 163–164.

4. Агарёв В.А., Павловский М.А. Состояние и перспективы развития ориентаторов на свободных гироскопах с бесконтактным подвесом ротора // Механика гироскопических систем. – К., 1997, № 14. – С. 191 – 192.

Стаття надійшла до редакції 30 березня 2000 року.