

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕСУРСА ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА НА БАЗЕ УПРАВЛЯЕМОГО ПО СКОРОСТИ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Дмитриев В. С., Дмитриева Е. М.

Национальный исследовательский томский политехнический университет, Томск, Россия (634050, г.Томск, пр.Ленина, 30), e-mail:k.d.tomsk@mail.ru

В статье рассматривается расчёт ресурса вероятностным методом шарикоподшипниковых опор исполнительного органа (ИО) на базе управляемого по скорости двигателя-маховика ориентации космического аппарата, рассчитанный на 5 лет. На примере расчёта ресурса опор электромеханического исполнительного органа показано, что процент надёжности повышается с увеличением испытываемой партии шарикоподшипников. В статье приведены методика расчёта и результаты испытаний подшипников в количестве 25 и 50 шт., очевидно, что при увеличении партии испытываемых подшипников надёжность возрастает. По полученным теоретическим результатам проводимой НИР для создания ИО миниспутника, можно сказать, что при условии проведения испытаний партии в количестве 100 шт., надёжность работы шарикоподшипниковых опор в течение 5 лет эксплуатации будет составлять практически 100 %.

Ключевые слова: двигатель-маховик, ресурс, расчёт, вероятность.

DETERMINATION OF THE SPACECRAFT SYSTEM OF ORIENTATION EXECUTIVE ORGAN RESOURCE ON THE BASIS OF THE REACTION WHEEL OPERATED ON SPEED

Dmitriev V. S., Dmitrieva E. M.

National research Tomsk polytechnical university, Tomsk, Russia (634050, Tomsk, Lenin's avenue, 30), e-mail:k.d.tomsk@mail.ru

In the article calculation of a ball-bearing support of spacecraft orientation system executive device on the base of the reaction wheel operated on speed resource by a probabilistic method of is presented, calculated on 5 years. Electromechanical executive organ support resource calculation is given as example. It is shown, that reliability percent raises with increasing tested ball-bearings line. In article the method of calculation and results of tests of a ball-bearing support in number of 25 and 50 pieces are resulted, where it is obvious, that at increase in party of ball-bearing support examinees reliability increases. By the obtained theoretical results spent scientific research work for creation executive device of the minisatellite, it is possible to tell, that under condition of carrying out of tests of party in number of 100 pieces reliability of work of ball-bearing support within 5 years of operation will practically make 100 percent.

Keywords: the reaction wheel, a resource, calculation, probability.

При стабилизации углового положения космического аппарата (КА) возникает достаточно большая динамическая ошибка из-за автоколебательного режима, присущего

системам ориентации (СО), в которых в качестве исполнительного органа (ИО) используются реактивные сопла, что является существенным недостатком таких СО.

Этот недостаток отсутствует в СО, где в качестве ИО используются реактивные двигатели-маховики (управляемые по скорости двигатели-маховики – УДМ), работающие в режиме изменения кинетического момента (1) [1]:

$$M_{\text{упр}} = \frac{d\bar{H}}{dt} \quad (1)$$

Конструктивно УДМ выполняется в виде электродвигателя с маховой массой, устанавливаемой на его валу (рис.1).

Из-за хороших регулировочных характеристик вентильного электродвигателя и динамических качеств в целом ИО УДМ широко используются в СО, длительно существующих КА на околоземных орбитах.

Долговечность УДМ во многом определяется долговечностью шарикоподшипников, работа которых обеспечивает ресурс ИО многие годы без регламентных работ. В процессе эксплуатации ИО происходит длительный, постепенный износ подшипника, причинами которого могут быть: превышение заданного предельного значения момента трения в опоре, потеря точности вращения ротора, тепловые деформации, нарушение установленного предварительного натяга, увеличение осевых и радиальных смещений центра ротора [2].

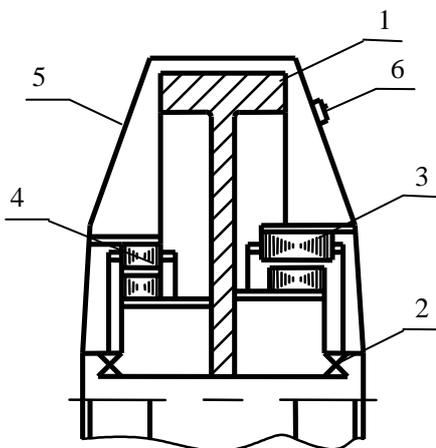


Рис.1. Электродвигатель-маховик (1 – маховик с явно выраженным ободом, 2 – шарикоподшипниковые опоры, 3 – электродвигатель, 4 – датчик скорости, 5 – кожух, 6 – герметичный разъем)

Целью данной научно-исследовательской работы (НИР) является аналитическое исследование технических характеристик проектирования УДМ для малого космического аппарата. Как уже говорилось, УДМ широко используется во всех системах ориентации длительно существующих околоземных КА и орбитальных космических станций. Это обусловлено экономией рабочего тела (топлива или газа) для микрореактивных двигателей на борту, а также высокой точностью ориентации, надежностью, экологической чистотой и возможностью сохранения «прозрачной среды» вокруг объекта, необходимой для работы бортового оптического оборудования [4]. Основным типом

УДМ, исходя из выше изложенного в настоящее время, определенлся двигатель-маховик с использованием бесконтактного двигателя постоянного тока.

При проектировании УДМ одной из первоочерёдных и наиболее важных решаемых задач является определение долговечности его шарикоподшипниковых опор (т.е. расчёт ресурса в целом ИО). Экспериментальные данные, полученные к настоящему времени, представляют собой результаты испытаний подшипников качения на усталость. Однако отказ высокоскоростных шарикоподшипников УДМ не связан с усталостными явлениями. Поэтому методика расчёта (2) долговечности подшипников УДМ является малоэффективной [3]:

$$h = \frac{1}{n} \cdot \left(\frac{C}{Q}\right)^{3,3} \quad (2)$$

где h – долговечность подшипников в час;

n – скорость вращения в об/мин;

C – коэффициент работоспособности для подшипников;

Q – приведённая нагрузка в кГ.

Более технически обоснованно проводить расчёт ресурса ИО, исходя из вероятности отказа работы подшипников. Ввиду наличия различных факторов в процессе производства подшипников их долговечность является случайной величиной. Поэтому характеристики долговечности и надёжности приборных подшипников качения есть величины вероятностные. Основными количественными характеристиками, наиболее полно определяющими долговечность подшипника, являются функции распределения $F(t)$ и плотность распределения $f(t) = F'(t)$ [3].

Вероятность безотказной работы $P(t_0)$ в течение заданного времени t_0 выражается через функцию распределения (3):

$$P(t_0) = 1 - F(t_0) \quad (3)$$

Для приборных подшипников функция распределения наилучшим образом описывается формулой Вейбулла (4):

$$F(t) = \begin{cases} 1 - e^{-\left(\frac{t-a}{b}\right)^k} & \text{при } t > a \\ 0 & \text{при } t < a \end{cases} \quad (4)$$

где a – параметр сдвига;

b – параметр масштаба;

k – параметр износа.

В тех случаях, когда износ не определяет долговечности подшипников, параметр k принимается равным единице.

Оценки параметров двухпараметрического экспоненциального распределения \hat{a} и \hat{b} (при $k = 1$) вычисляются по формулам (5) и (6):

$$\hat{a} = \frac{1}{n-1} \cdot (n \cdot t_1 - \bar{T}), \quad (5)$$

$$\hat{b} = \frac{n}{n-1} \cdot (\bar{T} - t_1). \quad (6)$$

Здесь \bar{T} – средняя наработка на отказ, равная:

$$\bar{T} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n t_i$$

где n – число испытываемых подшипников;

t_i – время безотказной работы i -го подшипника, причём t_1 – наименьшее из них.

Статическая функция распределения аппроксимируется функцией (7), имеет вид:

$$F(t) = 1 - e^{-\frac{t-\hat{a}}{\hat{b}}} \quad (7)$$

При совпадении функций $F(t)$ и $P(t)$ нижние доверительные границы определяются по формулам (8) и (9):

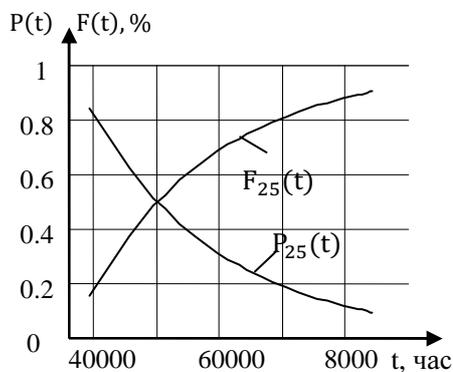
$$a_1 = \hat{a} - k_1 \cdot \hat{b}, \quad (8)$$

$$b_1 = \hat{b} \cdot (1 - k_2). \quad (9)$$

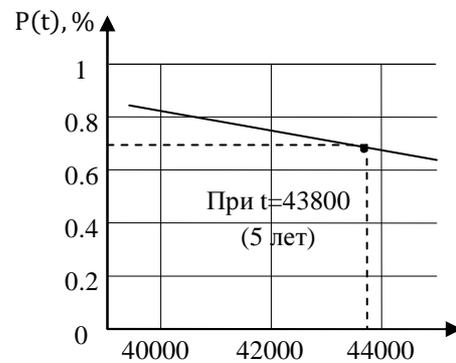
Коэффициенты k_1 и k_2 зависят от числа испытываемых подшипников и нижних доверительных границ (выбираются из соответствующих таблиц [3]). Нижняя доверительная граница функции распределения и соответствующая функция надёжности (рис.2, рис.3) строятся по формулам (10) и (11):

$$F(t) = 1 - e^{-\frac{t-a_1}{b_1}} \quad (10)$$

$$P(t) = e^{-\frac{t-a_1}{b_1}} \quad (11)$$



а)



б)

Рис. 2. а) $F_{25}(t)$ и $P_{25}(t)$ – нижние доверительные границы функции распределения и функции надёжности (партия 25 шт.), б) вероятность безотказной работы (партия 25 шт.)

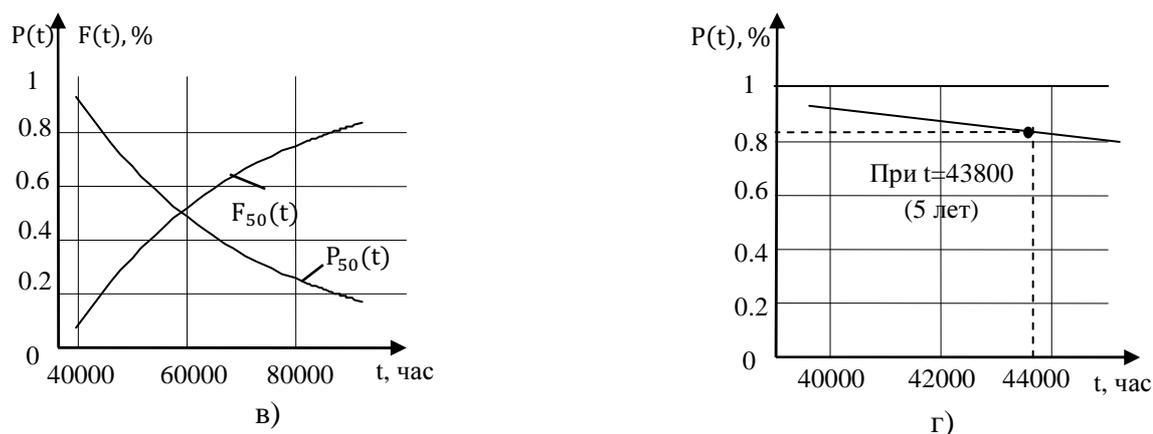


Рис. 3. в) $F_{50}(t)$ и $P_{50}(t)$ - нижние доверительные границы функции распределения и функции надёжности (партия 50 шт.), г) вероятность безотказной работы (партия 50 шт.)

Кривые (рис. 2 а) и рис.3 в)) построены на основании статической обработки результатов испытаний партии подшипников серии 1006095Е в количестве 25 шт. и 50 шт. По требованию технического задания ресурс УДМ не менее 5 лет. Согласно расчёту (11), при испытании 25 шт. подшипников на графике (рис.2, б)) для времени эксплуатации $t = 5$ лет надёжность составляет 70 %, а при испытании 50 шт. подшипников (рис.3, г)) надёжность составляет уже 84 %. Очевидно, что при увеличении партии испытуемых подшипников надёжность возрастает. По полученным теоретическим результатам проводимой НИР для создания ИО миниспутника, можно сказать, что при условии проведения испытаний партии в количестве 100 шт. надёжность работы шарикоподшипниковых опор в течение 5 лет эксплуатации будет составлять практически 100 %.

Полученные результаты безотказной работы опор является в определённой степени заниженными, т.к. не учитываются комфортные условия эксплуатации шарикоподшипниковых опор УДМ в части механических нагрузок. Как показал опыт эксплуатации УДМ на десятках спутниках связи серии «Космос», «Луч», «Sesat», за весь срок их эксплуатации ни одного случая отказа шарикоподшипниковых опор не имелось [5].

Поэтому представленная методика позволяет получить технически обоснованные нижние доверительные границы надёжности шарикоподшипников и с учётом корреляции по фактическим результатам эксплуатации указанных опор с достаточной степенью достоверности показывает долговечность эксплуатации проектируемого УДМ.

Список литературы

1. Бабаев Н.Ф., Ерофеев В.М. и др. Расчёт и проектирование элементов гироскопических устройств. – Л.: Изд-во «Машиностроение», 1967.
2. Копытов В.И. Системы управления космическими аппаратами (Исполнительные органы: назначение, принцип действия, схемы, конструкция): Учебное пособие. – Томск: Изд. ТПУ, 2000. – 207 с.

3. Ковалёв М.П. Опоры и подвесы гироскопических устройств. – М.: Изд-во «Машиностроение», 1970.
4. A. Pothiwala, M.A. Dahleh, Non Optimal control for the attitude control and momentum management of the space station, MIT, Cambridge, MA 02139.
5. <http://viasatfan.clan.su/forum/28-1334-1> (дата обращения 02.10.2011).

Рецензент-

Люкшин Б.А., д.т.н., профессор, зав. кафедрой механики и графики Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники, г. Томск.