

УДК 629.78

А. В. ДЕЛКОВ, И. В. РОМАНЕНКО, С. Н. РЫЧКОВ

*Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, Россия*

МЕХАНИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

В работе рассмотрены особенности конструкций, принцип работы и методика расчета механических устройств солнечных батарей космического аппарата. Приведены некоторые результаты расчетов кинематических параметров деталей конструкции при раскрытии батареи.

Механические устройства используются на космических аппаратах с самых первых дней космических программ, поскольку они необходимы для повышения и, во многих случаях, для обеспечения эксплуатационных возможностей полезной нагрузки, находящейся в стартовой конфигурации. Задача механических устройств – закрепление систем и оборудования в минимальном объеме, с обеспечением заданных требований, и приведение их в рабочее положение при использовании космического аппарата по целевому назначению (рисунок 1).

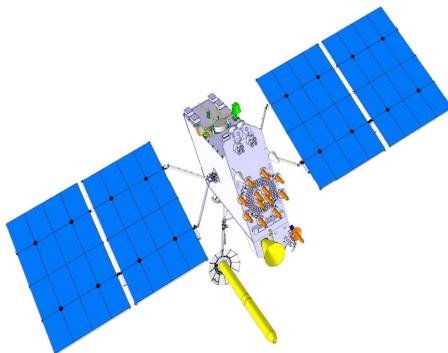


Рисунок 1 – Типовая конструкция космического аппарата (стартовая конфигурация)

Не вызывает никакого сомнения, что наличие механических устройств добавляет сложность и риск при использовании космического аппарата по функциональному назначению, однако эти недостатки в значительной степени перевешиваются тем фактом, что они обеспечивают решение задач, которые были бы недостижимы другим способом. Следовательно, самое основное – признать этот риск с самого начала при проектировании и разработке, задать высокие стандарты для изготовления и сборки, а также, по завершении изготовления, провести полный цикл испытаний.

История применения механических устройств на космических аппаратах начиналась с захватывающих успехов и драматических провалов, те и другие были ярким примером того, насколько критичными являются эти механизмы. Первый космический аппарат, выведенный на орбиту, представлял собой сфе-

ру с четырьмя раскрываемыми антеннами, торчащими из него. Это были простые штыревые антенны, которые сначала были закреплены на корпусе спутника узлами зачехления, а затем раскрылись после ввода спутника в действие. Узлы зачехления и раскрытия были очень просты по конструкции, но все же давали антеннам спутника возможность передавать сигнал, который могли принимать радиооператоры.

Современные космические аппараты отличаются от своих предшественников наличием огромного количества механических устройств и их разнообразием как в составе модуля служебных систем, так и в составе модуля полезной нагрузки (рисунок 2).

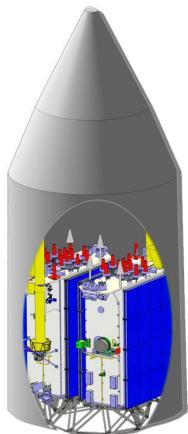


Рисунок 2 – Стартовая конфигурация космического аппарата при групповом выведении

Механические устройства, применяемые на космических аппаратах, в силу роста функциональных потребностей (групповые запуски, энерговооруженность, состав модуля полезной нагрузки) быстро развиваются и совершенствуются.

В состав современных космических аппаратов входят следующие механические устройства:

- механические устройства солнечной батареи;
- устройство отделения;
- механические устройства антенн и антенно-фидерных устройств;
- установка и зачехление штанги магнитометра;
- гравитационное устройство.

Рост объема ракеты-носителя и ее грузоподъемных возможностей выявил потребность в механизмах раскрытия для будущих космических аппаратов.

Потребность в энергетике растет быстрее, чем имеющаяся зона корпуса космического аппарата, и для удовлетворения этих потребностей создаются раскрываемые солнечные батареи повышенной энергоёмкости и конструктивной сложности. Последовательные шарнирные сочленения позволили солнечной батарее отслеживать Солнце независимо от реализации задач по наведению приборов, установленных на платформе космического аппарата.

Механические устройства солнечной батареи предназначены:

- для зачехления и удержания панелей солнечной батареи (каркасов с модулями фотопреобразователей и электрическими кабелями) на корпусе космического аппарата в сложенном положении (рисунок 3);
- для освобождения панелей солнечной батареи от закрепления в транспортном положении;

– для раскрытия панелей солнечной батареи в рабочее положение.

Примеры конструктивного исполнения механических устройств солнечной батареи и их компоновки на космическом аппарате приведены на рисунке 3.

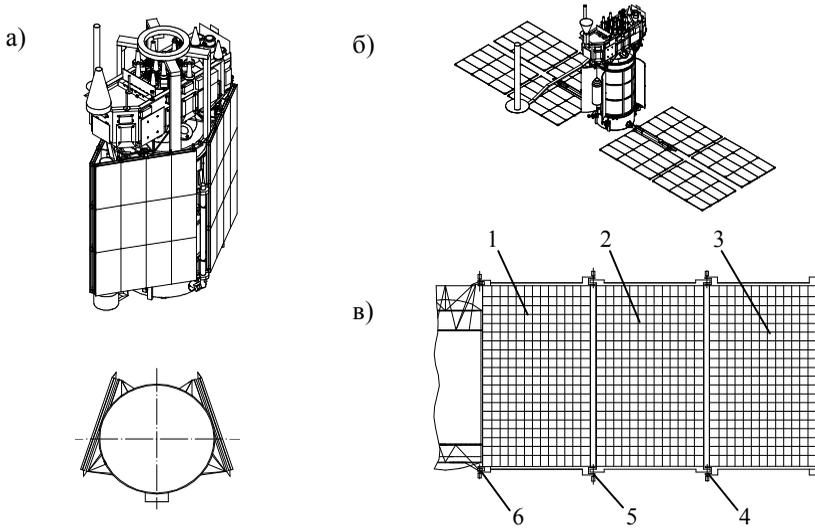


Рисунок 3 – Панели солнечной батареи: а – в сложенном положении; б – в рабочем положении; в – крыло панелей солнечной батареи в рабочем положении: 1 – панель корневая; 2 – панель промежуточная; 3 – панель концевая; 4 – шарнирное устройство раскрытия концевой панели; 5 – шарнирное устройство раскрытия промежуточной панели; 6 – шарнирное устройство поворота пакета

Описание конструкции. Механические устройства солнечной батареи (рисунок 4) состоят:

- из штанги солнечной батареи (1);
- панелей солнечной батареи (каркасы с сетчатой подложкой) с установленными фотопреобразователями площадью 3 м^2 (2–8);
- элементов раскрытия панелей с системой синхронизации и задержками раскрытия боковых панелей (боковые, промежуточный и концевой шарнирные узлы) (9–12);
- верхних и нижних узлов зачековки панелей (13, 14);
- упоров панелей на имитатор корпуса (15);
- верхних и нижних имитаторов спускового устройства (16, 17);
- системы тяг (18);
- системы телеметрического контроля и управления.

Штанга с панелями, межпанельными упорами и элементами раскрытия панелей образуют крыло солнечной батареи.

В транспортировочном положении панели крыла удерживаются параллельно силовым панелям четырьмя замками зачековки. По углам панели солнечной батареи через набор упоров опираются на имитатор корпуса. Панели между собой соединены посредством шарнирных узлов, при помощи которых панели из транспортировочного положения переводятся в рабочее положение при помощи пружинных приводов, входящих в состав этих шарнирных узлов. Раскрытие рамы штанги, корневой панели, промежуточной панели и концевой происходит с использованием системы синхронизации пружинными приводами с использованием электромеханического привода, определяющего скорость раскрытия шарнирных узлов. Раскрытие боковых панелей происходит по срабатыванию механизмов задержки раскрытия боковых панелей. Факт срабатывания элементов механических устройств солнечной батареи фиксируется датчиками телеметрического контроля.

В рабочем положении пакет панелей солнечной батареи представляет собой два симметрично расположенных крыла.

Каждое крыло состоит из штанги и трех (или более) панелей. Штанга крепится к выходному валу поворотного устройства. Трехзвенная штанга состоит из корневого фланца, промежуточного звена и концевого звена (V-образной рамы). Штанга и панели соединены между собой шарнирными узлами.

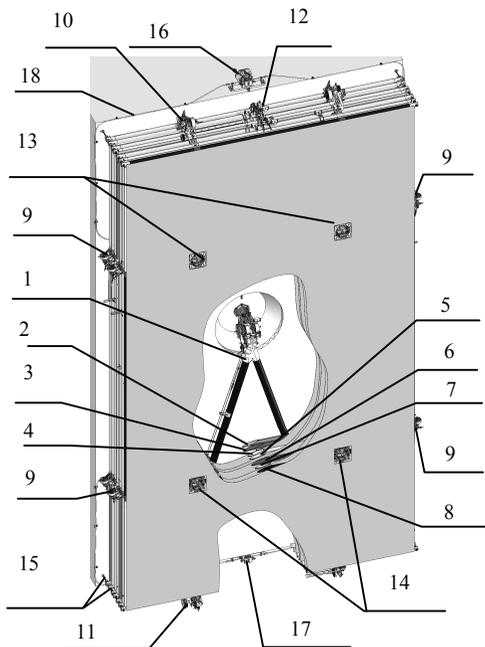


Рисунок 4 – Механические устройства солнечной батареи

Раскрытие крыла солнечной батареи из сложенного положения в рабочее происходит в следующем порядке:

1 После подачи питания на верхний имитатор спускового устройства происходит срабатывание верхних замков зачеховки панелей солнечной батареи и начинается раскрытие концевой панели (рисунок 5).

2 После раскрытия и зачеховки концевой панели в промежуточном положении по специальной команде подается питание на нижний имитатор спускового устройства – срабатывают нижние замки зачеховки панелей. По факту срабатывания замков зачеховки панелей подается питание на электромеханический привод. Начинается синхронное раскрытие рамы штанги, корневой, промежуточной и концевой панелей солнечной батареи.

3 После синхронного раскрытия рамы штанги, корневой, промежуточной и концевой панелей происходит зачеховка шарнирного узла между штангой и корневой панелью (рисунок 6).

4 Снимается питание с электромеханического привода.

5 При зачеховке шарнирного узла между корневой и промежуточной панелью происходит срабатывание узлов задержки раскрытия боковых панелей, расположенных на корневой и промежуточной панелях и начало их раскрытия.

6 Происходит завершение раскрытия боковых панелей, расположенных на промежуточной и корневой панелях. Крыло приводится в рабочую конфигурацию (рисунок 7).

Зачеховка концевых шарнирных устройств свидетельствует об окончании раскрытия конструкции солнечной батареи.

Узлы зачеховки крыла состоят из следующих составляющих: два пироузла на каждое крыло (в состав пироузла входят две пирочки; замок зачеховки пакета солнечной батареи верхний; замок зачеховки пакета солнечной батареи нижний; система тяг, включающая в себя две тяги).

Корневая, промежуточная и концевая панели в пакете соединены между собой шарнирными устройствами.

Пакет солнечной батареи крепится к фермам в корневых шарнирных устройствах.

Для механических устройств панелей солнечной батареи проводятся следующие анализы:

– кинематический – с целью определения времени и скоростей раскрытия элементов конструкции крыла солнечной батареи;

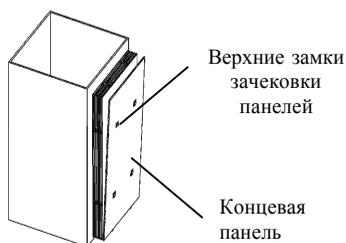
– динамический – с целью определения нагрузок на элементы конструкции при фиксации в рабочем положении;

– механический;

– функциональный анализ и расчет надежности (вероятность безотказной работы).

Сложенное положение крыла солнечной батареи

- подача питания на имитатор спускового устройства;
- срабатывание верхних замков зачехловки;
- начало раскрытия концевой панели



Раскрытие концевой панели в промежуточное положение и ее зачехловка в этом положении:

- подача питания на имитатор спускового устройства;
- срабатывание нижних замков зачехловки;
- начало синхронного раскрытия рамы штанги, корневой, промежуточной и концевой панелями солнечной батареи

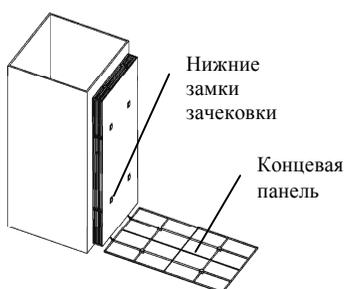


Рисунок 5 – Схема раскрытия крыла солнечной батареи

Синхронное раскрытие рамы штанги, корневой, промежуточной и концевой панелей

Окончание синхронного раскрытия рамы штанги, корневой, промежуточной и концевой панелей:

- начало раскрытия боковых панелей, расположенных на корневой и промежуточной панелях

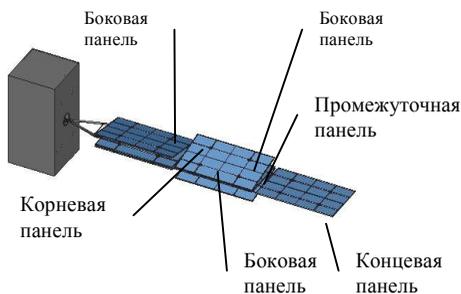
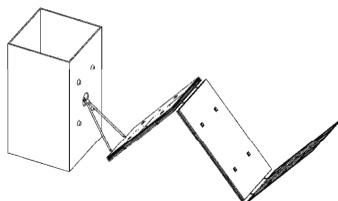


Рисунок 6 – Схема промежуточного раскрытия крыла солнечной батареи

Окончание раскрытия боковых панелей, расположенных на промежуточной и солнечной батарее в рабочей конфигурации

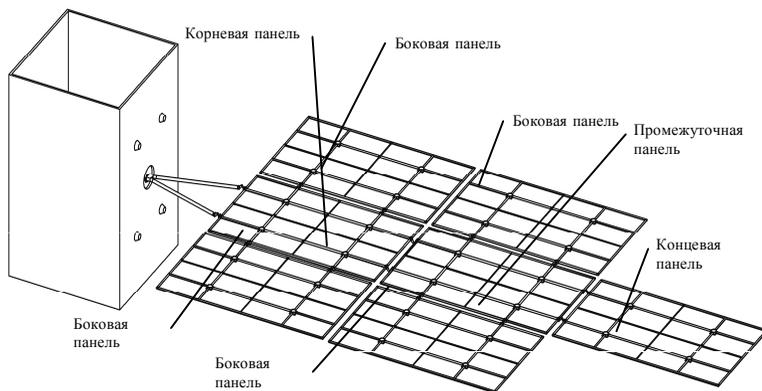


Рисунок 7 – Схема окончание раскрытия крыла солнечной батареи

Кинематический и динамический анализ. В процессе эксплуатации механические устройства солнечной батареи подвергаются воздействию следующих факторов:

- механические нагрузки при транспортировании, при старте, на участке выведения, при разделении ступеней, при раскрытии солнечной батареи;
- наземные климатические условия;
- высокие и низкие температуры участка выведения и орбитального участка;
- вакуум, радиация.

На основе расчетной модели крыла необходимо выявить характерные закономерности движения раскрывающихся элементов конструкции с моделированием пружинных приводов и системы синхронизации.

По результатам численного анализа движения раскрывающихся элементов конструкции необходимо определить максимальные нагрузки в шарнирных узлах, возникающие при раскрытии конструкции солнечной батареи.

Исходными данными для проведения расчетов динамики раскрытия крыла являются моментно-центровочные и жесткостные характеристики ее элементов, а также информация о характеристиках работы активных сил в шарнирных узлах в рамках расчетной модели.

Начальными условиями для динамического анализа раскрытия солнечной батареи являются угловые возмущения, получаемые космическим аппаратом от срабатывания устройства отделения.

Расчет проводится для случаев с максимальным моментом сопротивления M_c в шарнирных узлах с целью определения максимального времени перехода

солнечной батареи из транспортировочного положения в рабочее и минимальным $M_c = 0$ с целью определения максимальных нагрузок на конструкцию солнечной батареи, действующих в элементах конструкции.

Раскрытие штанги и панелей происходит за счет энергии пружинных приводов. Корневой шарнирный узел и концевой шарнирный узел связаны между собой устройством синхронизации. Устройство синхронизации обеспечивает организованный процесс раскрытия рамы и корневой панели.

Раскрытие пакета солнечной батареи (или панели) рассматривается как вращение жесткого тела вокруг неподвижной оси и описывается уравнением:

$$I \varepsilon_i = M_{\text{дв}} - M_c, \quad (1)$$

где I – момент инерции раскрываемого элемента относительно оси вращения, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$; ε_i – угловое ускорение элемента конструкции, $1/\text{с}^2$; $M_{\text{дв}}$ – движущий момент пружинного привода, Н·м; M_c – момент сопротивления вращению в шарнирном узле (сопротивление кабеля, трение, телеметрический датчик, защелка фиксатора).

Движущий момент определяется по характеристике пружины и конструкции шарнирного узла.

Момент сопротивления кабеля, телеметрического датчика и трение в шарнирном устройстве берутся из экспериментальных данных. Расчет сопротивления защелки фиксатора приводится в функциональном анализе.

В результате решения приведенного уравнения (1) получены скорость и время раскрытия элементов конструкции. На рисунках 8–10 показаны панели солнечной батареи в процессе раскрытия, на рисунках 11, 12 показаны зависимости изменения угла и угловой скорости раскрываемых элементов конструкции крыла 1 для $M_c = 0$, $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 5^\circ/\text{с}$, где ω_x , ω_y , ω_z – угловые скорости космического аппарата после отделения.

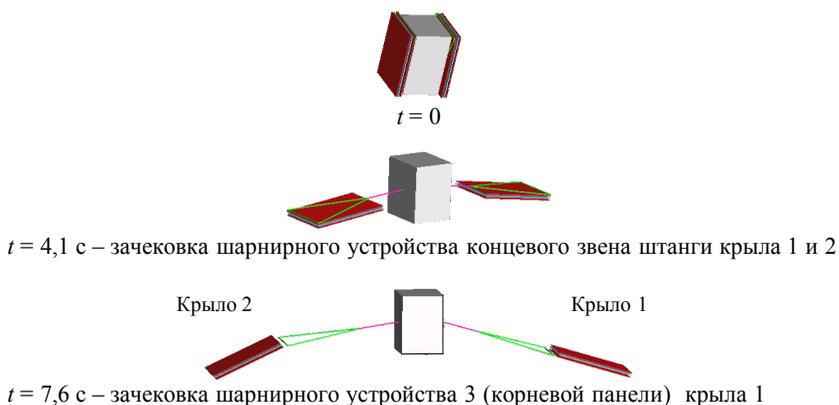


Рисунок 8 – Раскрытие штанги. Последовательная схема

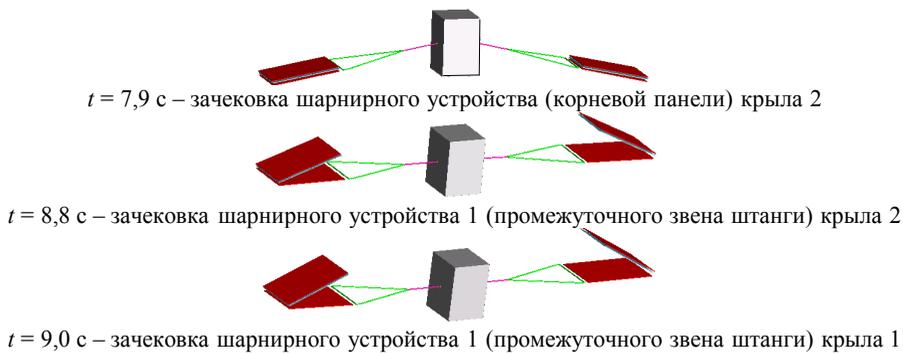


Рисунок 9 – Раскрытие корневой и промежуточной панелей

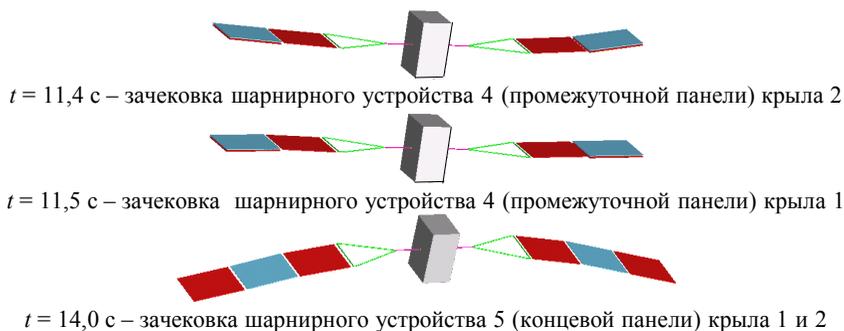


Рисунок 10 – Раскрытие концевой панели

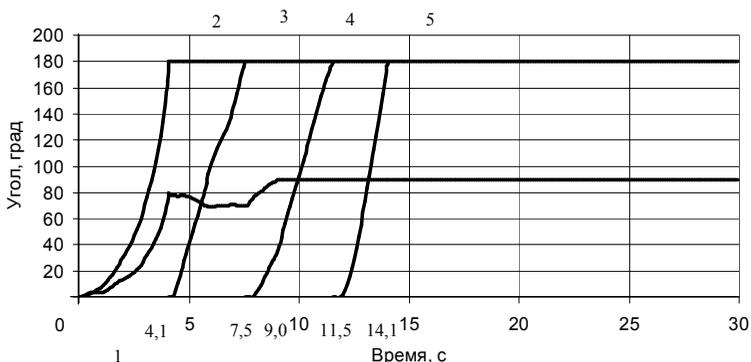


Рисунок 11 – Углы раскрытия элементов конструкции:

1 – шарнирное устройство промежуточного звена штанги; 2 – шарнирное устройство концевой звена штанги; 3 – шарнирное устройство корневой панели; 4 – шарнирное устройство промежуточной панели; 5 – шарнирное устройство концевой панели

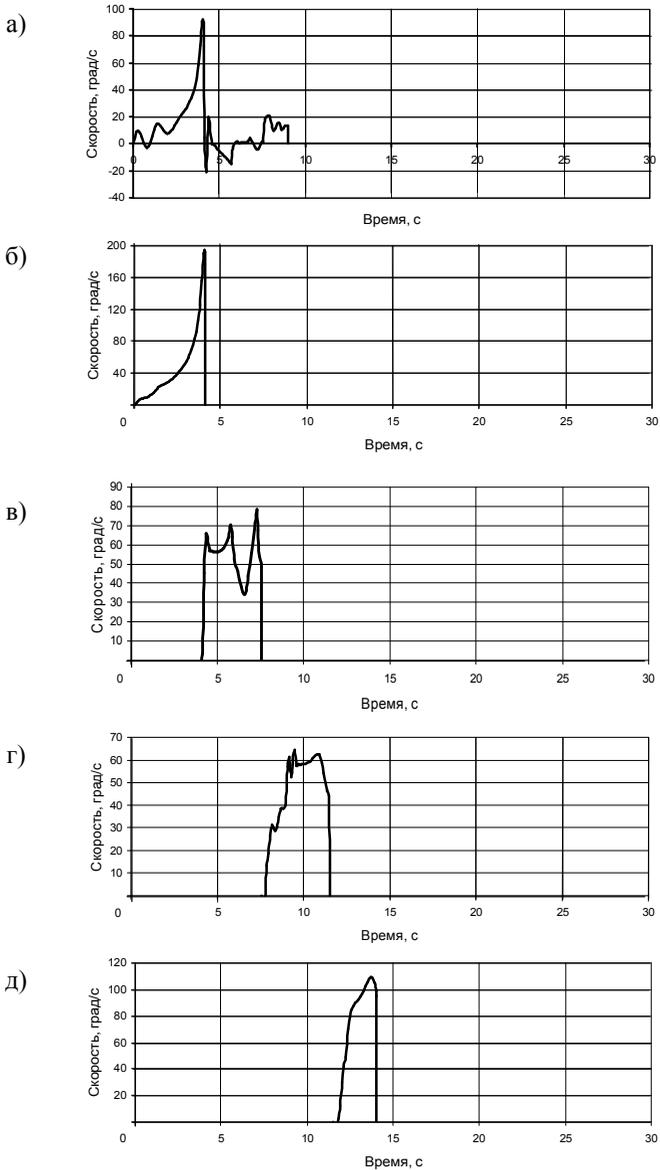


Рисунок 12 – Угловые скорости раскрытия деталей солнечной батареи:
 а – промежуточное звено штанги; б – концевое звено штанги; в – корневая панель; г – промежуточная панель; д – концевая панель

Функциональный анализ. Расположение пакетов панелей солнечной батареи в транспортировочном положении в зоне полезного груза обеспечивается их установкой по конструкторской документации.

Заданная конфигурация панелей солнечной батареи в рабочем положении (рисунок 3, б) обеспечивается после срабатывания пироузла, замков зачековки панелей, поворотом и фиксацией в рабочем положении панелей в шарнирном устройстве.

Функция закрепления в транспортировочном положении осуществляется замками зачековки панелей солнечной батареи, которые удерживаются от срабатывания тросовыми тягами, связанными с пироузлом, и выполняется при следующих условиях:

- несрабатывание замков зачековки до команды на пироузлы;
- неразрушение силовых элементов.

Несанкционированное срабатывание замков зачековки возможное из-за несанкционированного срабатывания пироузла от разряда статического электричества устраняется металлизацией конструкции.

Неразрушение силовых элементов механических устройств солнечной батареи обеспечивается проектированием элементов с запасом прочности не менее [1] при действии худшего сочетания нагрузок при транспортировке, на старте, на участке выведения и разделении ступеней.

На орбитальном участке при переводе панелей солнечной батареи в рабочее положение механические устройства работают в режиме развертывания.

Функционирование механических устройств солнечной батареи происходит в такой последовательности:

1) после прохождения команды отделения от блока управления, подается питание на пироэлектрики, происходит срабатывание верхних и нижних замков и пакеты солнечной батареи поворачиваются на 72° в корневых шарнирных устройствах;

2) при зачековке корневых шарнирных устройств происходит срабатывание узлов задержки раскрытия промежуточных панелей и промежуточные панели (совместно с концевыми) поворачиваются на 180° в промежуточных шарнирных устройствах;

3) при зачековке промежуточных шарнирных устройств происходит срабатывание узлов задержки раскрытия концевых панелей и концевые панели поворачиваются в концевых шарнирных устройствах на 180° .

Зачековка концевых шарнирных устройств свидетельствует об окончании раскрытия конструкции механического устройства солнечной батареи.

Раскрытие выполняется при превышении усилий (моментов), обеспечивающих срабатывание узлов, над усилиями (моментами) сопротивления срабатыванию.

Расчет усилий (моментов) в узлах механического устройства солнечной батареи проводится при оценке надежности.

A. V. DELKOV, I. V. ROMANENKO, S. N. RYCHKOV
MECHANICAL DEVICES OF SOLAR BATTERIES

The paper covers the features of construction, principles of operation and methods of calculation for mechanical devices of spacecraft solar batteries. There are given some calculation results of the kinematical parameters of construction details when the battery is open.

Получено 21.04.2009

**ISBN 978-985-468-707-0. Механика. Научные исследования
и учебно-методические разработки. Вып. 4. Гомель, 2010**

УДК 631.6.22

Ф. У. ЖУРАЕВ

*Бухарский технологический институт пищевой и легкой промышленности,
Узбекистан*

**ОБОСНОВАНИЕ ЧИЗЕЛЯ-РЫХЛИТЕЛЯ
ДЛЯ РАЗУПЛОТНЕНИЯ ЗАГИПСИРОВАННЫХ ПОЧВ
В УСЛОВИЯХ ОРОШАЕМОГО ЗЕМЛЕДЕЛИЯ**

Из-за возникновения на орошаемых полях гипсовой прослойки в настоящее время используются недостаточно эффективные орудия. В работе выполнено теоретическое и практическое обоснование некоторых параметров конструкции чизеля-рыхлителя, исходя из агротехнических и энергетических соображений. По результатам исследования определены рекомендуемые параметры чизеля-рыхлителя, которые приведены в заключении статьи.

Длительное орошение некоторых посевных площадей при возделывании сельхозкультур приводит к появлению в почве гипсовой прослойки. Размер таких площадей в республике составляет более 215–345 тыс. гектаров. Для улучшения плодородия гипсосодержащих почв необходимо проведение глубокого чизелевания, с промывным поливом и внесением требуемого количества (органических, минеральных) удобрений. Использование существующих орудий из-за недостаточной обоснованности параметров рабочих органов (чизеля-рыхлителя) оказывает значительное динамическое сопротивление и не отвечает агротехническим требованиям.

Предлагается чизель-рыхлитель с рациональными параметрами, предназначенный для разуплотнения загипсированных почв в условиях орошаемого земледелия.

Под воздействием рыхлящего рабочего органа до критической h_k глубины рыхления образуются почвенные стружки, которые скалываются под углом (рисунок 1). Для разрушения загипсированных слоев почвы носок рыхлящего рабочего органа должен перемещаться ниже этого слоя на величину t_H . На