

СИСТЕМА РАСКРЫТИЯ РУЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Сулейманов М.Р.

Оренбургский Государственный университет, г. Оренбург

В состав любого летательного аппарата (ЛА) входят аэродинамические рули, обеспечивающие управление ЛА по высоте, направлению и крену. Существуют различные конструкции рулей, требования к которым определяется типом летательного аппарата (самолёт, ракета, вертолёт, автожир и т.п.). Так конструкции рулей, современных крылатых ракет создающие управляющие аэродинамические усилия по высоте и направлению выполняются раскрываемыми. Для уменьшения габаритов крылатой ракеты в начальный момент времени рули находятся в сложенном состоянии.

Во время движения ракеты внутри транспортно пускового стакана (ТПС) рули прижаты к корпусу ракеты, а при выходе из ТПС они раскрываются и принимают рабочее положение.

Существуют различные системы раскрытия рулей ЛА, каждая из которых обладает достоинствами и недостатками. Выполненные исследования относятся к ЛА. Для создания надежной системы раскрытия рулей ЛА, отвечающей современным требованиям, необходимо проанализировать созданные на сегодняшний день системы раскрытия рулей ЛА, выделить их наилучшие качества и нерешенные задачи. Рассмотрим ряд существующих разнотипных устройств систем раскрытия рулей ЛА, в которых реализованы разные технические решения.

Предложенный в работе [1] механизм раскрытия рулей, (рисунок 1), состоит из корпуса 9, толкателя 8, который стоит на направляющих 10 и пружине сжатия 11, упирающихся в корпус 9 и толкатель 8. Так же механизм имеет вал 1 в корпусе аэродинамического руля 2 на оси 3. В установленной на валу качалки 4 имеется ролик 5 на оси 6 с закрепленным в ней тросом 7 с концами на толкателе 8 и аэродинамическом руле 2.

Механизм находится в сцепке с толкателем в вале привода и в кинематической цепи с ним.

На руле изготовлены специальные канавки клиновидного сечения, являющиеся местами для фиксирования руля в раскрытом положении.

Данное устройство обладает следующими недостатками. Пружинно – тросовые механизмы не обладают высокой надёжностью в условиях больших перегрузок, а шаровое обжатие тросов при длительном хранении под постоянной нагрузкой не надёжно вследствие релаксации обжимных напряжений. Тросы при длительной рабочей нагрузке подвержены растяжению. Тросы с шаровым обжатием применяются чаще всего в ненапряжённых конструкциях, например, для крепления лючков в авиации в открытом состоянии.

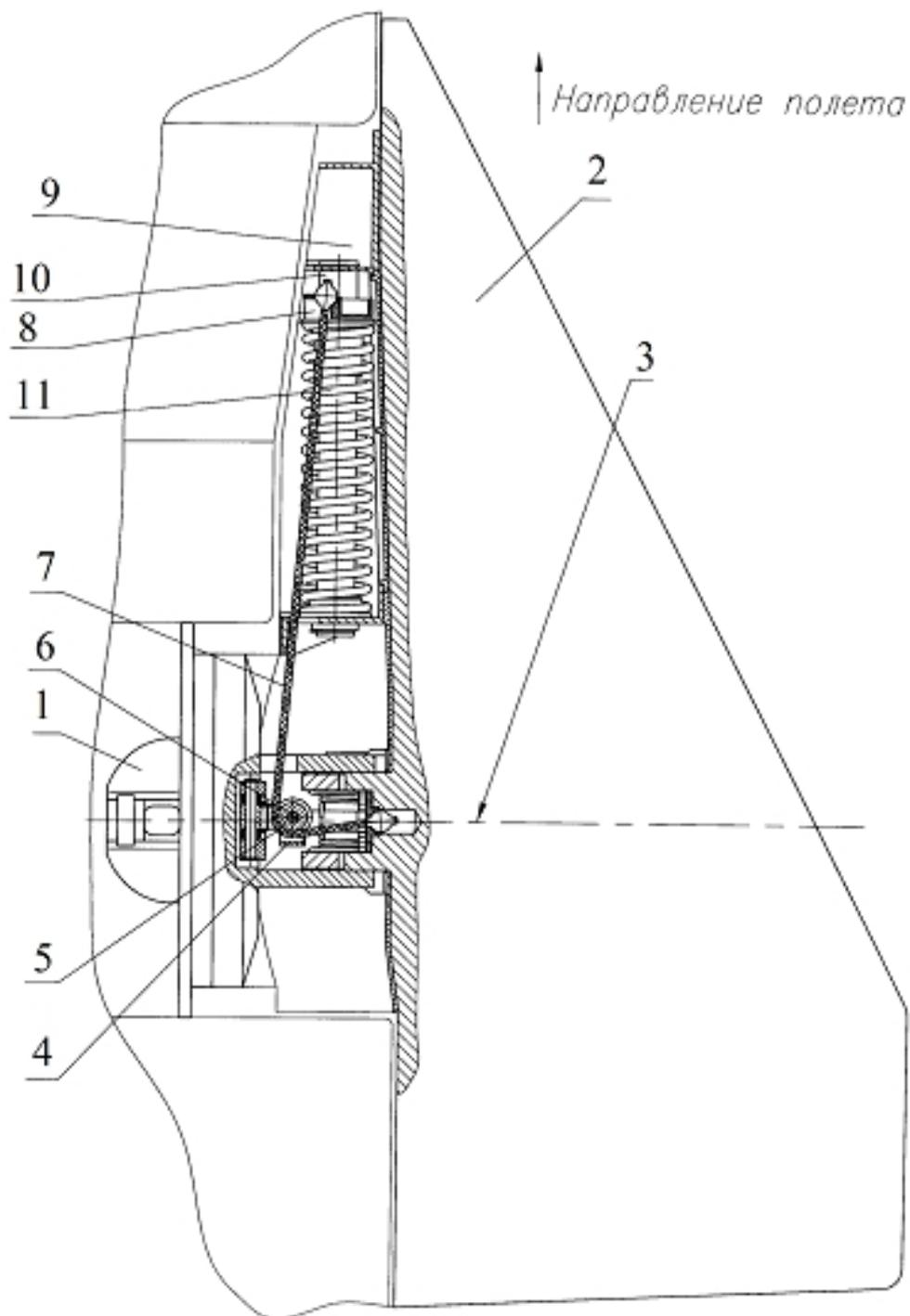


Рисунок 1 – Механизм раскрытия руля:

1 – вал, 2 – руль, 3 – ось, 4 – качалка, 5 – ролик, 6 – ось, 7 – трос, 8 – толкатель, 9 – корпус, 10 – направляющие, 11 – пружины сжатия.

Представленный механизм раскрытия рулей увеличивает размер ТПС, его невозможно установить в корпус ракеты с малым объемом, из-за большого габаритного размера вала 1, так же невозможно применить данный механизм в сочетании с рулем, имеющим тонкое сечение, из-за необходимости размещения устройства раскрытия в корневой части.

В работе [2] предложено крыло и механизм раскрытия, установленные автономно на разных ступенях ракеты, согласно рисунку 2. Механизм

раскрытия изготовлен в виде вращающегося кривошипа 5, состоящего из привода 9, рычага и оси вращения 6, закрепленного в кронштейне 7. Крыло 1 закреплено в опоре 2 внутри корпуса 3. Пружина сжатия установлена между упорами. На кромке крыла 4 оснащены пальцы 11 с гнездами 12. Единая ось – ось опор и ось вращения.

Данное устройство компактное, имеет малые габариты и его рационально применять в ракетах с одной ступенью и аэродинамическими рулями малой площади поверхности (1/10 все площади ЛА).

В случае, когда аэродинамические рули вытянуты по корпусу ракеты (с сверх скоростями), которые оснащены разгонными ступенями данный механизм использовать нерационально, потому что такие рули закрепляются не меньше чем на две, разнесенные на значительные расстояния по корпусу, опорах. Для их срабатывания из – за огромных скоростей и значительных размеров крыльев, необходимо прикладывать большие силы при раскрывании, что в итоге приведет к сильному прибавлению к массе механизмов и систем раскрытия рулей, в результате уменьшается масса полезного груза на борту ракеты.

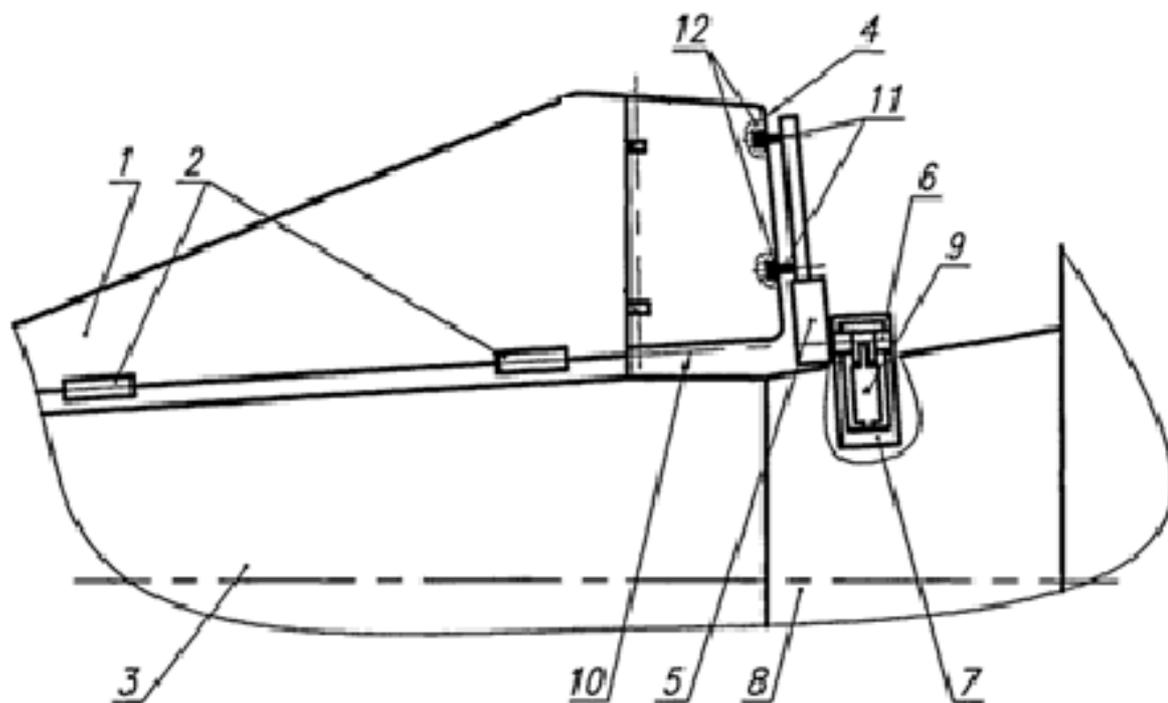


Рисунок 2 – Устройство раскрываемого крыла:

1 – крыло, 2 – опора, 3 – корпус ракеты, 4 – задняя кромка крыла, 5 – кривошип, 6 – ось вращения, 7 – опорный кронштейн, 8 – разгонная ступень, 9 – привод, 10 – единая ось, 11 – пальцы, 12 – гнездо.

В работе [3] представлен еще один механизм раскрытия рулей ЛА, поясняемый рисунком 3. Механизм состоит из вала 7, руля 1 с канавкой рычага 4, место для толкателя, газового оборудования 6, части руля 2 со способностью поворота. Устройство содержит толкатель 5 на валу 7. Часть руля 2 находится

на полуосях 3. Толкатель имеет кольца 8 и пружины 13. Толкатель расположен так что один конец находится на оси 9, а второй на фиксаторе 10 в пазах 11. В толкателе имеется стержень 12.

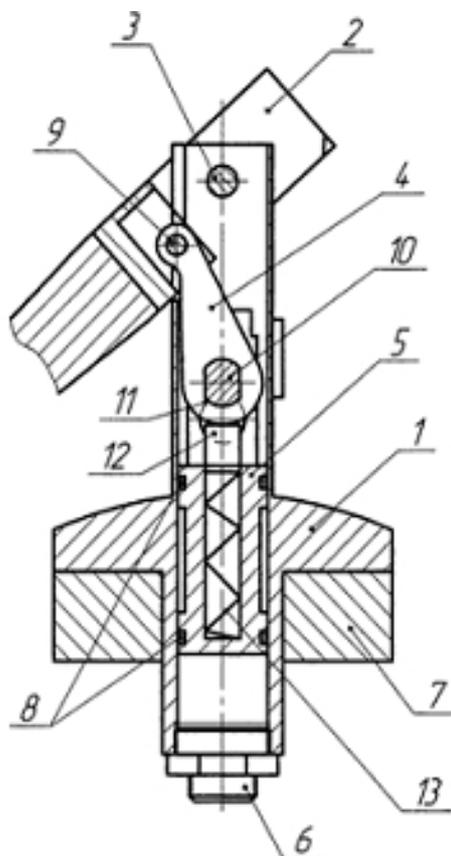


Рисунок 3 – Вид складного руля в разрезе поперек оси ракеты:

1 – корневая часть, 2 – поворотная часть, 3 – полуось, 4 – рычаг, 5 – толкатель, 6 – источник газа высокого давления, 7 – выходной вал, 8 – уплотнительные кольца, 9 – ось, 10 – фиксатор, 11 – паз, 12 – стержень, 13 – пружина.

Прорези на руле и торец толкателя выполнены профильными со способностью движения толкателя после окончательного поворота руля и установки в пазы толкателя соответствующих выступов.

Недостаток данного механизма – нестабильное время раскрытия рулей, которое зависит от разных аэродинамических нагрузок при различных условиях запуска ракеты.

Проанализировав устройства существующих механизмов раскрытия рулей ЛА, были выявлены различные причины их нестабильной работы; факторы, влияющие на надежность и особенность применения. Сформулируем варианты решения проблем.

Первое, необходима разработка раскрываемого руля ракеты с наименьшими размерами вала и не широким сечением аэродинамического руля, функционирующего при высоких нагрузках и надежно фиксированного в раскрытом положении. Так же руль должен находиться в наименьших зазорах между ТПС и корпусом ракеты, когда рули сложены.

Второе, когда механизм раскрытия руля установлен на разгонной ступени, а крыло на другой ступени, необходимо использовать пальцы кривошипа, для надежного поворота руля, причем два, так как одним пальцем такие действия выполнить очень сложно – это может привести к разрушению руля, в результате складывания его по оси вращения.

После раскрытия руля устройство становится бесполезным (вредная масса) и исходя из этого его отбрасывают вместе с разгонной ступенью.

Третье, для устранения указанных недостатков, а прежде всего для повышения надёжности раскрытия требуется разработать конструкцию пиротехнического раскрытия рулей. Пиротехнический способ раскрытия и фиксации рулей обеспечивает высокую стабильность при хранении изделия, т.к. нет механических нагрузок в отличие от сжатой пружины и натянутого троса и электрических нагрузок, т.к. электрические цепи обесточены.

Список использованных источников

- 1. Зеленый А.Е., Норкин С.А., Создание нагрузок, имитирующих воздействие аэродинамических потоков, при раскрытии рулей: 2012 – 181 с.*
- 2. Шевченко В.А., Шестаков С.А., Земсков В.А., Дергачев А.А., Раскрываемый руль ракеты: 2013 – 8 с.*
- 3. Волков В.А., Белюстин Л.В., Раскрываемое крыло двухступенчатой ракеты: 2013 – 6 с.*
- 4. Дулькин И.И., Зайцев А.Н., Левищев О.Н., Складной руль управляемой ракеты: 2012 – 4 с.*