

УДК 629.7 (075.8)

Исполнительные механизмы петлеобразной формы для приводов самолетов с повышенным уровнем электрификации¹

Р.В. Кузьмичев, Д.А.Ситин, В.С.Степанов

Аннотация

Рассмотрены кинематические схемы приводов самолетов с повышенным уровнем электрификации, проанализированы возможности исполнительных механизмов петлеобразной формы и ограничения в их применении. Приведены общие требования к функциональным элементам исполнительных механизмов петлеобразной формы, пути их реализации и наиболее перспективные конструкции таких исполнительных механизмов. Описаны схемы резервирования приводов с петлеобразными механизмами, а также варианты реализации многоприводных систем управления объектами больших размеров и недостаточной жесткости на примере системы управления створками грузоотсека самолета.

Ключевые слова

исполнительные механизмы приводов петлеобразной формы; электромеханические приводы; рулевые приводы; волновые передачи с телами качения; самолет с повышенным уровнем электрификации.

Введение

На текущем этапе развития авиастроения принята концепция самолета с повышенным уровнем электрификации, предусматривающая использование электрической системы энергоснабжения для широкой номенклатуры потребителей, однако полностью не исключая автономных бортовых гидравлических и пневматических систем[1].

Система приводов является одним из наиболее мощных потребителей энергии на борту самолета. Для управления различными объектами на самолетах применяются различные приводы по виду используемой энергии.

¹ Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы

Для управления аэродинамическими рулями применяются имеющие высокие динамические характеристики и надежность гидравлические приводы с дроссельным регулированием с питанием от централизованной гидравлической системы. Для управления вспомогательными аэродинамическими поверхностями, створками шасси и грузоотсеков, подвижным клином воздухозаборника применяются как гидравлические приводы, автономные или получающие питание от централизованной гидравлической системы, так и электромеханические, получающие питание, как правило, от бортовой сети постоянного тока с напряжением 27 В.

На самолетах, обладающих повышенным уровнем электрификации, приводные системы, независимо от типа объектов, которыми они управляют, должны получать питание от централизованной системы электроснабжения, причем наиболее перспективными являются система электроснабжения постоянного тока повышенного напряжения (270 В и выше) и система электроснабжения переменного тока переменной частоты (в диапазоне 360–800 Гц).

В настоящее время для самолетов с электрическими системами энергопитания разрабатываются два типа автономных приводов – электромеханический и электрогидростатический, причем последний рассматривается как переходный вариант от гидравлического привода к электромеханическому [1].

Проектирование электромеханических приводов для самолетов 5-го поколения потребует, прежде всего, разработки и совершенствования основных элементов, входящих в электромеханический привод – блока управления приводом (усилителя мощности), электромеханические приводы с лучшими массогабаритными и энергетическими характеристиками по сравнению с существующими приводами.

При этом проблема разработки приводов для самолетов 5-го поколения связана не только с изменением используемого вида энергии, и, соответственно, типа усилителя мощности, двигателя и механической передачи. Разработчики новых приводных систем ограничены традиционными способами размещения приводов внутри самолетов и традиционными способами соединения выходных звеньев приводов с объектами управления, что дает возможность при проектировании приводов улучшить общесамолетные характеристики.

Одной из наиболее перспективных кинематических схем электромеханических приводов является схема исполнительного механизма петлеобразной формы, обеспечивающая встраивание исполнительного механизма в ось объекта управления, совершающего неполноповоротное движение. Исполнительные механизмы петлеобразной

формы (или их элементы, такие как редукторы-шарниры) широко представлены в технической и патентной литературе, при этом такие приводы нашли ограниченное применение в конструкциях самолетов.

Создание электрических двигателей и механических передач, имеющих высокие показатели удельной мощности и момента, а также методик проектирования элементов электромеханических приводов, обеспечивающих размещение исполнительных механизмов в ограниченном по диаметру объеме оси объекта управления, позволит применять электромеханические приводы с исполнительными механизмами петлеобразной формы для большинства объектов управления, имеющихся на самолетах.

Особого внимания заслуживает разработка многоприводных схем с распределенными исполнительными механизмами и схем, обеспечивающих резервирование привода петлеобразной формы.

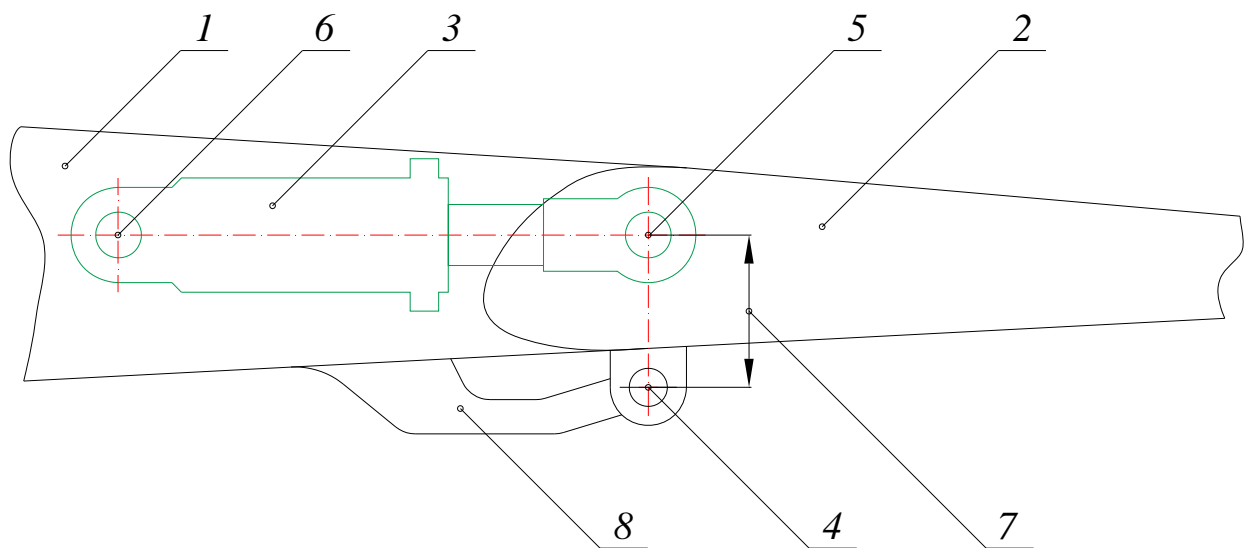
Сравнительный анализ кинематических схем перспективных электромеханических приводов

Кинематическая схема привода определяется исходя из характера движения объекта управления, которое привод должен обеспечить. Для большинства объектов управления на самолете это неполноповоротное движение (элероны, элевоны, флапероны, рули высоты и направления, отклоняемые носки крыла, створки шасси и грузоотсеков, стойки шасси, некоторые конструкции закрылков и т.д.), или сложное движение, состоящее из вращательного неполноповоротного и поступательного движения (закрылки, особенно на тяжелых самолетах, клин воздухозаборника и т.д.)

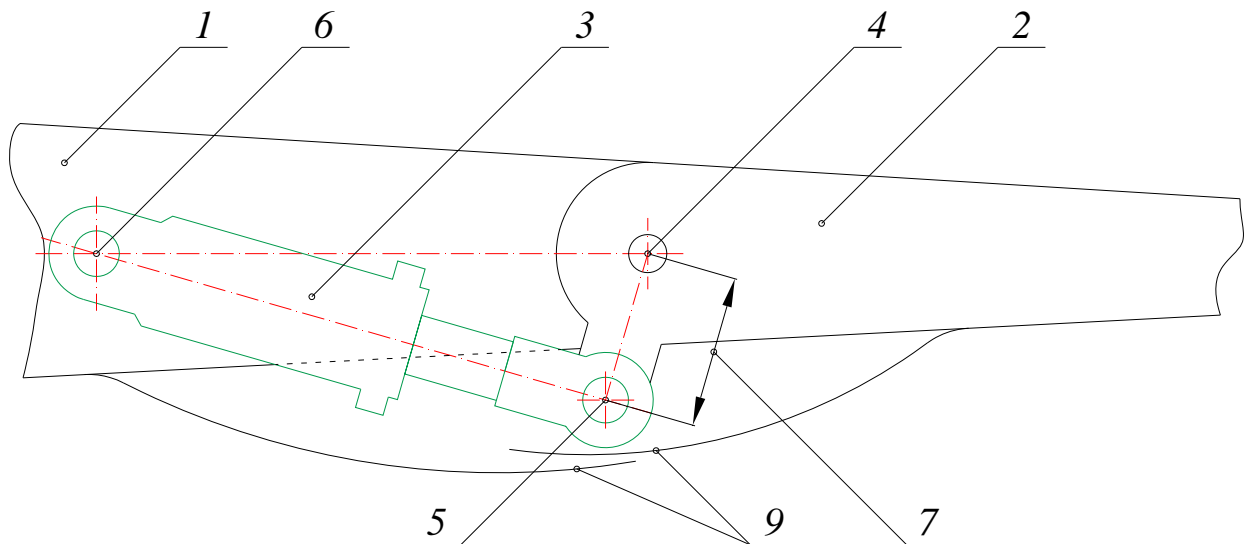
Не существует четкого соответствия между характером движения объекта регулирования и характером движения выходного звена привода. На большинстве самолетов для управления аэродинамическими рулями (а также закрылками, носками крыла и т.п.), совершающими неполноповоротное движение, используются электрогидравлические приводы с двигателем-гидроцилиндром, шток которого движется поступательно. При этом шток при помощи шарнира крепится к силовому набору аэродинамического руля, и расстояние между осью шарнира штока и осью вращения аэродинамического руля образует рычаг, преобразующий поступательный ход штока цилиндра в неполноповоротное движение аэродинамического руля, при этом величина этого расстояния определяет плечо действия силы, развиваемой приводом.

На рисунке 1 приведены возможные схемы соединения привода с поступательным характером движения выходного звена с нагрузкой, представляющей собой элерон самолета,

где 1 – крыло, 2 – элерон, 3 – исполнительный механизм привода, 4 – ось вращения элерона относительно крыла, 5 – ось шарнира, соединяющего шток исполнительного механизма привода с силовым набором элерона, 6 – ось соединения исполнительного механизма привода к силовому набору крыла, 7 – плечо действия силы, развиваемой приводом, 8 – элемент крыла, обеспечивающий соединение с элероном, ось вращения которого расположена вне объема элерона, 9 – обтекатели, закрепленные на крыле и элероне, скрывающие часть исполнительного механизма привода и узел соединения его выходного звена с элероном.



а) при расположении оси вращения элерона вне объема элерона



б) при расположении оси вращения элерона внутри объема элерона

Рисунок 1 – Кинематические схемы соединения привода с поступательным движением выходного звена к элерону

На рисунке 2 показан экспериментальный электромеханический привод с поступательным характером движения выходного звена, разработанный в США в рамках

исследовательской программы ElectricallyPoweredActuationDesign (EPAD)[2]. Привод предназначен для управления аэродинамическими рулями самолета с повышенным уровнем электрификации, содержит два электродвигателя (с целью резервирования), дифференциал и шариковинтовую передачу.

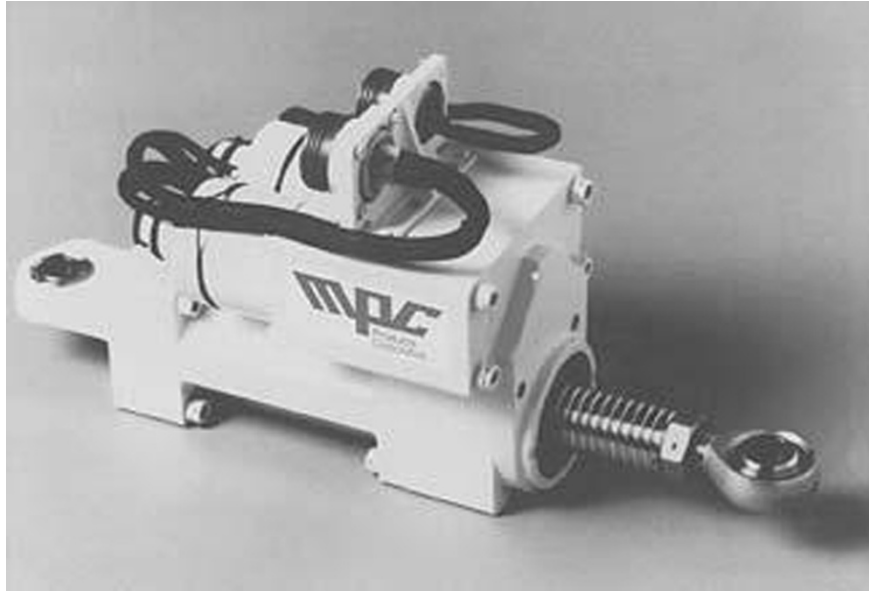


Рисунок 2 – Электромеханический привод с шариковинтовой передачей, имеющий поступательный характер движения выходного звена, разработанный в рамках программы EPAD, США

С точки зрения крепления к неподвижной части самолета и управляемой поверхности электромеханический привод с поступательным характером движения выходного звена аналогичен гидравлическому приводу с цилиндром. Такая схема наследует недостаток схем с гидроцилиндром (см. рисунок 1) – необходимость обеспечения некоторого расстояния между осью вращения аэродинамического руля и осью, соединяющей выходное звено привода с аэродинамическим рулем. Как правило, для «тонкого» крыла самолетов 5-го поколения невозможно обеспечить это расстояние в габаритах крыла и аэродинамического руля, что приводит к необходимости наличия обтекателей привода и узла его соединения с аэродинамическим рулем, ухудшающих аэродинамические свойства самолета и повышающих его заметность в радиолокационном диапазоне.

Если уменьшить плечо приложения силы привода так, чтобы оно размещалось в габаритах аэродинамического руля, то потребуется пропорционально увеличить развиваемое приводом усилие (для гидроцилиндра – площадь поршня, для электромеханического привода с шариковинтовой передачей – диаметр винта, гайки, диаметр или число шариков). Это приводит к существенному увеличению массы и наружного диаметра исполнительного

механизма привода, при этом привод с увеличенными габаритами может полностью не разместиться в габаритах «тонкого» крыла.

Таким образом, применение приводов с поступательным характером движения выходного звена требует нахождения компромисса между величиной плеча приложения усилия привода и развиваемым приводом усилием. Как следует из рисунков 3 а, б, на существующих самолетах 5-го поколения не удалось обеспечить размещение исполнительных механизмов приводов с поступательным движением выходного звена исключительно в габаритах крыла и механизации.



а) F-22 Raptor (LockheedMartin, Boeing, США)

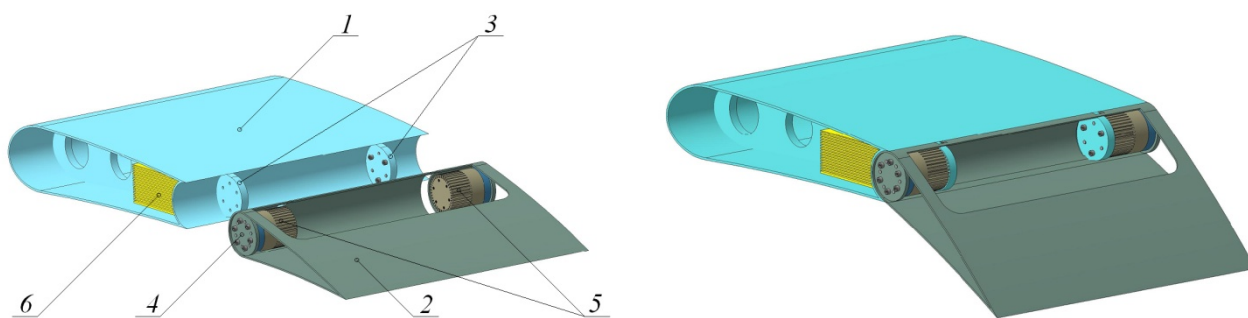


б) Т-50 (ОКБ Сухого, Россия)

Рисунок 3 – Обтекатели приводов с поступательным характером движения выходного звена, управляющих механизацией задней кромки крыла самолетов 5-го поколения

Большинство объектов управления на самолете, в том числе и те, для управления которыми традиционно применяются приводы поступательного действия, имеют неполноповоротный характер движения, при этом ось их вращения располагается внутри них. Это обстоятельство позволяет применить на этих объектах приводы петлеобразной формы с неполноповоротным характером движения выходного звена.

На рисунке 4 приведена схема соединения такого привода с объектом управления – аэродинамическим рулем (например, элероном), где 1 – крыло, 2 – аэродинамический руль, 3 – фрагмент силового набора крыла, 4 – фрагмент силового набора аэродинамического руля, 5 – исполнительные механизмы привода, 6 – блок управления приводами. При этом исполнительные механизмы приводов соосны оси вращения аэродинамического руля.



а) разнесенный вид

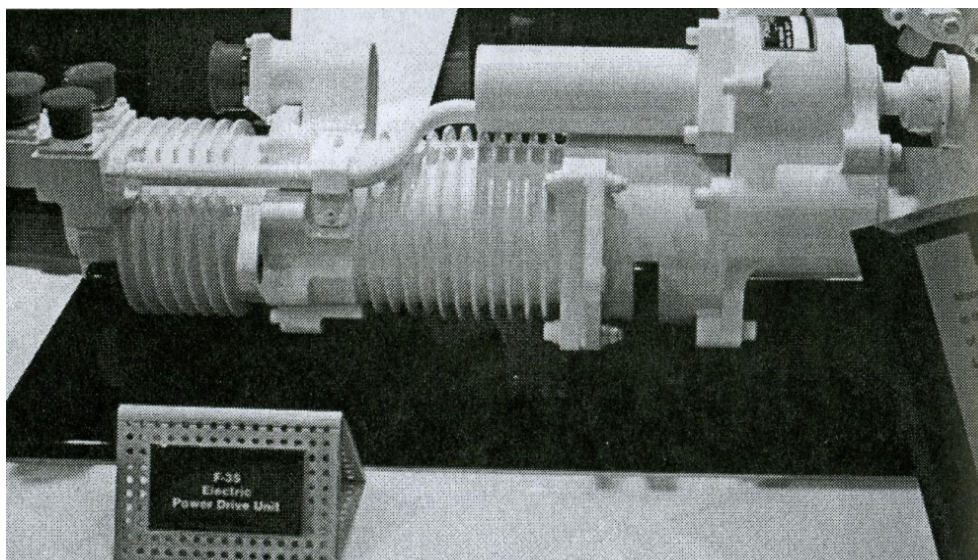
б) крыло с аэродинамическим рулем в сборе

Рисунок 4 – Кинематическая схема соединения привода петлеобразной формы к аэродинамическому рулю

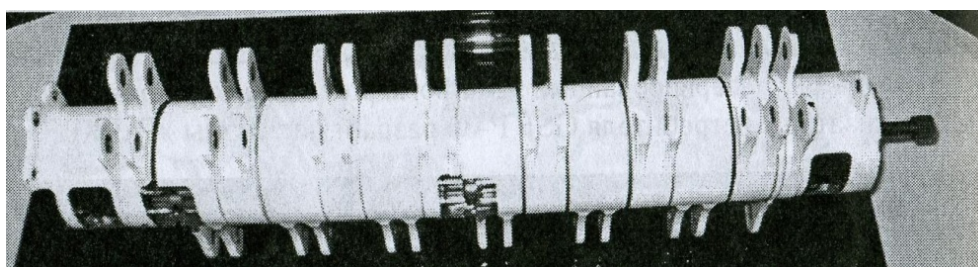
Привод петлеобразной формы, имеющий неполноповоротный характер движения выходного звена, разработан фирмой MOOG (США) для управления носками крыла истребителя F-35, обладающего повышенным уровнем электрификации [3]. Исполнительный механизм привода содержит блок двигателя с предварительным редуктором (см. рисунки 5а) и планетарный редуктор-шарнир петлеобразной формы (см. рисунки 5б).

Привод с неполноповоротным характером движения выходного звена также может быть использован для управления объектом, имеющим поступательный характер движения. Для преобразования вращательного движения в поступательное может быть использован, например, кривошипно-шатунный механизм.

Схемы электромеханических приводов с поступательным и неполноповоротным характером движения выходного звена отличаются не только размещением и способом соединения с нагрузкой, но и кинематической схемой исполнительных механизмов: оба типа приводов могут иметь одни и те же электрические двигатели и блоки управления, практически идентичный набор датчиков, но существенно различаются по применяемой механической передаче.



а) двигатель с предварительным редуктором



б) планетарный редуктор-шарнир петлеобразной формы

Рисунок 5 – Привод петлеобразной формы с планетарной передачей, имеющий вращательный характер движения выходного звена, разработанный фирмой MOOG (США) для управления носками крыла истребителя F-35

По сравнению со схемой с электромеханическим приводом поступательного действия схема петлеобразного электромеханического привода с неполноповоротным характером движения выходного звена имеет следующие преимущества:

1. Исполнительный механизм привода петлеобразной формы проектируется под габариты объекта управления, не требует наличия выносных элементов и, соответственно, обтекателей для них, что улучшает аэродинамические свойства самолета и уменьшает его заметность в радиолокационном диапазоне.
2. Исполнительный механизм привода петлеобразной формы располагается внутри объекта управления вдоль его оси вращения в неиспользуемом пространстве, при этом освобождается пространство, которое бы занимал привод с поступательным типом движения выходного звена. При этом исполнительный механизм привода петлеобразной формы не увеличивает момент инерции объекта управления, т.к. его корпус закреплен к неподвижной части самолета.

3. Исполнительный механизм привода петлеобразной формы с неполноповоротным характером движения выходного звена может обеспечить диапазон угла поворота нагрузки значительно больший, чем привод с поступательным характером движения выходного звена. При необходимости конструкция привода петлеобразной формы может обеспечить диапазон угла поворота нагрузки до полного оборота.
4. Исполнительный механизм привода петлеобразной формы может выполнять функцию опорного устройства объекта управления или его элементов и быть размещенным в габаритах опорного устройства, при реализации его с применением волновой передачи с телами качения [4]. При этом освобождается пространство, которое бы занимал привод другого типа.
5. Исполнительный механизм привода петлеобразной формы может иметь несколько выходных звеньев, распределенных вдоль его оси, к которым может крепиться силовой набор объекта регулирования, при этом отпадает необходимость в усилении одного элемента силового набора, к которому должно соединяться выходное звено привода с поступательным движением, и, соответственно, уменьшается масса объекта управления.
6. Исполнительный механизм привода петлеобразной формы может иметь распределенную конструкцию: блок с двигателем и предварительным редуктором может быть связан низкомоментным валом с одним или несколькими выходными редукторами петлеобразной формы, при этом, если необходимо, выходные редукторы могут размещаться на значительных удалениях, в том числе на параллельных и взаимно перпендикулярных валах. Такая конструкция обеспечивает механическую синхронизацию объектов управления, расположенных на некотором удалении друг от друга. Распределенная схема может содержать несколько типов окончательных редукторов в случае, если параметры объектов управления различаются.
7. В целях резервирования на один объект управления может быть поставлено вдоль оси несколько исполнительных механизмов приводов петлеобразной формы. В исполнительных механизмах приводов петлеобразной формы могут быть реализованы различные схемы резервирования, обеспечивающие работоспособность при отказах электрических и электромеханических блоков.

8. В исполнительных механизмах приводов петлеобразной формы используются механические передачи высокой надежности и ресурса – планетарные и волновые с телами качения.

Недостатки схемы петлеобразного электромеханического привода с неполноповоротным характером движения выходного звена по сравнению со схемой привода с поступательным характером движения выходного звена:

1. В случае, если объект, которым должен управлять привод петлеобразной формы, вдоль оси своего вращения изменяет габариты (например, сужается), исполнительный механизм привода петлеобразной формы должен быть реализован либо в наиболее подходящем с точки зрения свободного пространства месте объекта управления, либо должен иметь звенья, в том числе выходные, разного диаметра, что увеличивает его сложность и стоимость.

2. При помощи приводов петлеобразной формы невозможно непосредственно управлять объектами, имеющими поступательный или сложный характер движения. Для этого должны использоваться дополнительные механизмы, например, система тяг и качалок, кривошипно-шатунный механизм.

Указанные недостатки являются ограничением для использования приводов петлеобразной формы.

На основании приведенного сравнения кинематических схем перспективных электромеханических приводов можно сделать вывод об актуальности разработки электромеханических приводов петлеобразной формы с неполноповоротным движением выходного звена для самолетов с повышенным уровнем электрификации.

Перспективы внедрения этих исполнительных механизмов приводов зависят как от соответствия их общим требованиям, предъявляемым к самолетному приводу, так и от обеспечения приводами специфических требований по резервированию и управлению протяженными объектами недостаточной жесткости.

Пути обеспечения общих требований к элементам исполнительных механизмов петлеобразной формы

Функциональная схема энергетического канала электромеханического привода петлеобразной формы включает в себя электрический двигатель, механическую передачу и, если необходимо, набор электромагнитных муфт, отвечающих за механизмы резервирования и удержания объекта управления в крайних и промежуточных положениях.

Для электромеханических приводов самолетов с повышенным уровнем электрификации разрабатываются электрические двигатели вращательного действия, при этом с целью увеличения удельной мощности и сокращения габаритов двигателей они имеют высокие максимальные значения скорости вращения и, соответственно, небольшой вращающий момент, тогда как для управления нагрузкой требуются, как правило, относительно невысокие скорости и значительный развиваемый момент.

Для согласования моментов и скоростей электрического двигателя с нагрузкой (объектом управления привода) используется механическая передача. Габариты и масса механической передачи зависят от ее типа, максимального развиваемого крутящего момента на выходном звене и передаточного числа.

Механическая передача является наиболее проблемным элементом в концепции рулевого электромеханического привода, т.к. она обладает существенными габаритами и массой и должна иметь высокий КПД, надежность и ресурс. Отказоустойчивость привода должна обеспечиваться как конструкцией механической передачи, исключающей возможность заклинивания, так и возможностью резервирования привода. Качество динамических характеристик электромеханического привода определяется, в том числе, высоким значением крутильной жесткости механической передачи и малым значением люфта в ней.

Наиболее перспективной механической передачей для исполнительных механизмов приводов петлеобразной формы является волновая передача с телами качения. Она имеет высокий КПД, малые габариты, высокий ресурс и надежность, высокую крутильную жесткость, малую величину люфта, она может проектироваться под требуемый наружный, внутренний диаметр и длину, за счет чего обеспечивается согласование размеров различных элементов привода и вписывание конструкции привода в габариты объекта управления. Кроме того, при определенной компоновке волновая передача с телами качения может выполнять функцию опорного устройства объекта управления в целом либо одного из его подшипников [4, 5].

Требования к уменьшению массогабаритных характеристик электромеханических приводов петлеобразной формы должны обеспечиваться как уменьшением массогабаритных характеристик элементов исполнительных механизмов, так и применением плотных компоновок и конструкций, в которых одни детали выполняют разные функции одновременно в нескольких элементах, а также по возможности бескорпусном исполнении элементов. Примером такой компоновки может служить силовой минипривод, разработанный на кафедре «Системы приводов авиационно-космической техники»

Московского авиационного института, и представляющий собой исполнительный механизм привода на основе волновой передачи с телами качения и бескорпусного двигателя [6].

Конструкция силового минипривода [7](см. рисунок 6) состоит из бесконтактного электрического двигателя 1 в бескорпусном исполнении, выходной 2 и промежуточной 3 ступеней волновой передачи с телами качения, опорного устройства выходного звена, датчика положения выходного звена привода 4, датчика положения ротора электродвигателя 5, электромагнитного тормоза 6 (для фиксирования вала ротора электродвигателя в определенных положениях, что позволяет удерживать выходное звено привода без подачи напряжения на электродвигатель), выходного звена 7 и корпуса 8.

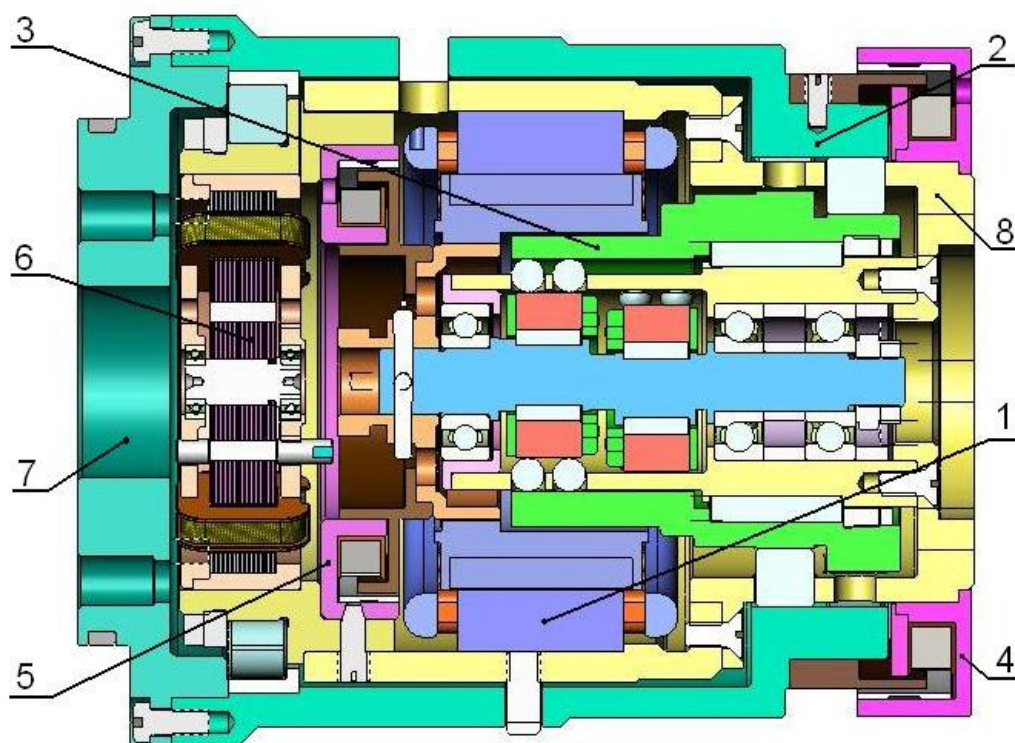


Рисунок 6 – Силовой минипривод

Перечисленные элементы выполнены концентрично относительно центральной оси силового минипривода. Одни и те же детали исполнительных механизмов привода выполняют разные функции, вследствие чего уплотняется компоновка и снижается вес исполнительного механизма привода, обеспечивается жесткая безлюфтовая связь между его элементами [8].

Силовой минипривод имеет неполноповоротный характер движения выходного звена и может быть размещен на оси вращения объекта управления, в том числе непосредственно внутри него. Выходным звеном силового минипривода служит сепаратор или жесткое колесо выходной ступени волновой передачи с телами качения, что позволяет использовать силовой минипривод в качестве исполнительного механизма петлеобразной формы.

Анализ функциональных схем электромеханических приводных систем на основе исполнительных механизмов петлеобразной формы

В зависимости от вида объекта управления его система приводов может включать один или несколько исполнительных механизмов.

Одновременно несколько исполнительных механизмов может потребоваться в следующих случаях:

- в целях резервирования управления;
- по конструктивным соображениям;
- при больших размерах и недостаточной жесткости объекта управления.

Набор элементов, которые требуется резервировать в электромеханическом приводе, определяется исходя из надежности этих элементов. В электромеханическом приводе резервируются блок управления, импульсный усилитель мощности, электрический двигатель, датчики. Для приводов некоторых объектов управления требуется возможность энергопитания от нескольких электросистем. Механическая передача, как правило, имеет надежность выше, чем электрические и электромеханические элементы энергетического канала привода, и не резервируется (см., например, рисунок 2)[2].

Требуемая надежность может быть обеспечена как резервированием функциональных элементов внутри исполнительного механизма привода, так и использованием нескольких исполнительных механизмов, управляющих одним объектом (см. рисунок 4). В обоих случаях состав исполнительных механизмов должен включать механизмы, обеспечивающие отключение отказавших электрических или механических элементов.

Например, резервирование управления аэродинамической поверхностью может осуществляться за счет установки соосно внутри аэродинамической поверхности двух или более силовых миниприводов [9], в конструкции которых между электрическим двигателем и волновой передачей установлена электромагнитная муфта, при этом вращающие моменты каждого силового минипривода передаются через их корпуса на аэродинамическую поверхность и на ней складываются. В случае отказа электродвигателя одного из силовых миниприводов обесточивается управляющая обмотка электромагнитной муфты и размыкается контакт между ее ведомым и ведущим звеньями. Отклонение аэродинамической поверхности при помощи функционирующих силовых миниприводов вызывает поворот соответствующих деталей выходной и промежуточной ступеней волновой передачи с телами качения и ведомого звена электромагнитной муфты. Таким образом, возможный отказ электродвигателя не препятствует свободному вращению ведомого звена

электромагнитной муфты отказавший силовой минипривод не нагружает остальные функционирующие.

Применение нескольких исполнительных механизмов для управления одним объектом может быть обусловлено конструктивными соображениями. Например, если диаметр единого исполнительного механизма не позволяет разместить его в профиле крыла, привод может быть реализован несколькими исполнительными механизмами меньшего диаметра.

Использование нескольких исполнительных механизмов для управления объектом больших размеров, недостаточной жесткости со значительной неравномерностью распределения внешней нагрузки может быть рассмотрено на характерном примере – системе приводов управления створок грузоотсека самолета[10].

Особенностью проектирования приводной системы грузоотсека является неравномерность действия аэродинамической нагрузки по длине створки грузоотсека. Выходные звенья приводной системы разнесены по длине створок, воспринимают нагрузки, различающиеся как по величине, так и по направлению. На синхронность поворота всех выходных звеньев приводной системы грузоотсека наложены жесткие требования, связанные с прочностью створок.

Значительные нагрузки, действующие на створки грузоотсека при различных режимах полета, обуславливают значительную мощность приводной системы грузоотсека и массу элементов приводной системы, передающих требуемые усилия. Таким образом, минимизация массы приводной системы грузоотсека является актуальной научной и конструкторской задачей.

Исходя из приведенных требований могут быть рассмотрены следующие варианты реализации приводной системы грузоотсека:

1. Приводная система состоит из петлеобразных исполнительных механизмов приводов, непосредственно установленных в узлах створки. При этом синхронизация приводов осуществляется при помощи центральной управляющей машины, которая по сигналам о реальном положении выходных звеньев исполнительных механизмов системы приводов определяет управляющий сигнал каждого исполнительного механизма. Т.к. главной причиной рассинхронизации является неравномерность нагрузки на приводы, а требования к максимальному углу рассогласования достаточно жесткие, требуется применение специальных алгоритмов управления и, возможно, сложной системы датчиков в составе механизмов приводов.

2. Приводная система состоит из петлеобразных исполнительных механизмов приводов, непосредственно установленных в узлах створки, как и в пункте 1, но исполнительные механизмы соединены между собой быстроходными валами (например, соединяющими валы электрических двигателей или валы промежуточных ступеней редуктора петлеобразных исполнительных механизмов) с целью синхронизации или обеспечения резервирования. Такая схема может быть применена при невозможности или нецелесообразности обеспечения синхронизации при помощи системы управления. Кроме того, такая схема обеспечивает резервирование при отказе электродвигателя или блока управления одного или нескольких исполнительных механизмов (действующие приводы передают вращение на механическую передачу отказавшего привода).
3. Приводная система содержит общие двигатель и редуктор, вращение выходного вала которого через механическую трансмиссию передается на узлы створок грузоотсека. Механическая трансмиссия представляет собой систему валов, либо систему тяг и качалок. При любой реализации трансмиссии вдоль каждой створки должен проходить высоконагруженный вал либо тяга. Синхронизация углов поворота створок в узлах обеспечивается жесткостью трансмиссии. В этой схеме потребности в алгоритмической синхронизации нет. Использование общего двигателя, с одной стороны, позволяет снизить суммарную требуемую мощность двигателя (масса общего двигателя меньше суммы масс двигателей приводов в первом варианте). С другой стороны, необходимость передачи значительной механической нагрузки на протяжении грузоотсека и требуемые высокие значения жесткости обуславливают значительную массу механической трансмиссии.
4. Приводная система содержит общие двигатель и предварительный редуктор, вращение которого через механическую трансмиссию передается на силовые редукторы петлеобразной формы, установленные в узлах створок грузоотсека. При этом масса механической трансмиссии значительно меньше, чем во втором варианте, т.к. она рассчитана на меньшую передаточное число силового редуктора нагрузку, но при этом суммарная масса редукторов превышает массу общего редуктора в третьем варианте. Масса и мощность двигателя те же, что и в третьем варианте, при условии одинакового КПД механической части. Синхронизация обеспечивается жесткостью как силовых редукторов, так и приведенной жесткостью механической трансмиссии.

На рисунке 7 приведены фрагменты приводных систем основного и бокового грузоотсеков самолета F-22 Raptor (LockheedMartin, Boeing, США), на которых видно, что система приводов выполнена по четвертому варианту, имеет общий вал и несколько силовых редукторов, установленных в узлах створок грузоотсека.

При четвертом варианте реализации силовой редуктор, а при первом и втором – исполнительный механизм привода могут иметь петлеобразную форму и быть размещены внутри оси вращения створок грузоотсека. Любой вариант реализации приводной системы грузоотсека позволяет реализовать резервирование электрической части (блока управления приводами) и электромеханической (электродвигателей).

Проблема выбора варианта реализации приводной системы грузоотсека решается конструкторскими расчетами каждого из вариантов, моделированием динамики системы приводов, исследованием твердотельных моделей нагруженных элементов приводов.



а) основной грузоотсек



б) боковой грузоотсек

Рисунок 7 – Приводные системы грузоотсеков самолета F-22 Raptor (LockheedMartin, Boeing, США)

Заключение

Рассмотрена возможность применения исполнительных механизмов петлеобразной формы для различных объектов управления самолетов с повышенным уровнем электрификации. Выявлены преимущества приводов таких схем в сравнении с электромеханическими приводами с поступательным движением выходного звена, а также ограничения области их применения.

Рассмотрены общие требования к функциональным элементам исполнительных механизмов петлеобразной формы и пути их реализации. Наиболее перспективной реализацией исполнительных механизмов петлеобразной формы является использование силовых миниприводов.

Показано, что функциональные схемы приводных систем могут включать как один, так и несколько исполнительных механизмов петлеобразной формы. Использование нескольких исполнительных механизмов для одного объекта управления рекомендуется в целях резервирования управления, по конструктивным соображениям, при больших размерах и недостаточной жесткости объекта управления, а также при значительной неравномерности распределения внешней нагрузки вдоль объекта управления.

Предложены пути реализации резервирования управления при помощи приводов с петлеобразными механизмами с использованием одного или нескольких исполнительных механизмов. Проведен анализ схем синхронизации исполнительных механизмов, работающих на одну нежесткую нагрузку, на примере грузового отсека самолета, включающий синхронизацию электрическими связями или общими механическими связями.

Приведенные материалы свидетельствуют о перспективности механизмов петлеобразной формы, построенных по принципу силовых миниприводов, и необходимости проведения дальнейших теоретических и экспериментальных исследований.

Библиографический список

1. Кушнерёв В.В. Авиационные системы приводов с единым электрическим источником энергопитания. / Аналитический обзор информационных материалов. М.: МАИ, 2004.
2. Xiaolin Zhou. Advanced Propulsion Systems for Linear Motion with High Performance Requirements / A dissertation submitted to Oregon State University in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy, 2006.
3. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. – М.: Филиал Воениздат, 2007.
4. Геращенко А.Н., Самсонович С.Л. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов. Под ред. А.М. Матвеевко - М.: Машиностроение, 2006.
5. Самсонович С.Л., Макаренко М.Н., Степанов В.С. О развитии теории и новых возможностях пневматических, гидравлических и электрических исполнительных механизмов приводов на основе волнового принципа действия./ Доклады российской

конференции с международным участием (10-12 ноября 2008 г., Москва, Россия) «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения» (УКИ'08). Учреждение Российской академии наук Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова. Электронное издание, РАН, 2008.

6. Константинов С.А., Самсонович С.Л., Стеблецов В.Г., Степанов В.С. Силовой минипривод. Патент РФ № 2281597. Оpubл. Бюлл. №22 за 2006г.

7. Самсонович С.Л., Степанов В.С., Урсу В.Е., Шендрик С.В. Силовой минипривод. Патент РФ № 2321138. Оpubл. Бюлл. №9 за 2008г.

8. Самсонович С.Л., Степанов В.С. Принципы построения силовых миниприводов // Известия ТулГУ. Серия. Вычислительная техника. Информационные технологии. Вып. 3. Системы управления. Том 2. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2006.

9. Оболенский Ю.Г., Самсонович С.Л., Степанов В.С. Силовой мини-привод подвижной аэродинамической поверхности летательного аппарата. Патент РФ № 2408125. Оpubл. 27.12.2010 Бюл. №36.

10. Кузьмичев Р.В., Панько К.С., Самсонович С.Л., Степанов В.С. Оценка вариантов реализации приводной системы створок грузоотсека перспективных летательных аппаратов с повышенным уровнем электрификации / Материалы XVI Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1.– Ч.: ГУП «ИПК «Чувашия», 2010.

Сведения об авторах

Кузьмичев Роман Валерьевич, инженер-конструктор 2-й категории ОАО «ОКБ Сухого», аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета), e-mail: kuzmi4i@rambler.ru.

Ситин Дмитрий Анатольевич, начальник сектора ОАО «АКБ «Якорь», доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н., e-mail: sitin-d@mail.ru.

Степанов Вилен Степанович, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н., e-mail: stevilen@mail.ru.