

КОСТИКОВ Л. Я.

**ЭФФЕКТЫ МАШУЩЕГО КРЫЛА
ПТИЦ И НАСЕКОМЫХ
В МОДЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВАХ**

ТОМСК 2018

КРЫЛО ПРОПЕЛЛЕРНОГО ТИПА С МНОГОЗВЕННЫМ ЛОНЖЕРОНОМ ВЕРНОЙ СХЕМЫ (ЭФФЕКТ КРЫЛА №4)

ВСТУПЛЕНИЕ

1. Во все времена человека планеты Земля привлекал полёт птиц и насекомых, а более точно, его внимание привлекало устройство и работа крыльев, которые по эффективности в несколько раз превышали эффективность крыла «железных» птиц, а это означало, что тайна высокой эффективности крыльев птиц и насекомых по-прежнему оставалась скрытой от глаз человека. Выдающиеся учёные и исследователи: Н. Е. Жуковский, Н. К. Тихонравов, Г. С. Шестакова, И. Н. Виноградов и В. П. Киселёва (МАИ), а также А. К. Бродский (Санкт - Петербургский ГУ) немецкий исследователь Е. Хольст и др. работали над этой проблемой, но всё было тщетно. В 1979 году на эту «тайну» крыла обратил внимание и я, и решил попробовать самостоятельно своими силами (в домашних условиях) провести исследования эффектов машущего крыла птицы. Для начала, я повторил некоторые опыты, описанные автором Виноградовым Н. И. в книге «Аэродинамика птиц-парителей», Москва, 1951 г., а затем на моделях, созданных мною. Таким образом, мною было доказано существование трёх основных эффектов машущего крыла птицы: вначале – на раскрывающемся детском зонтике от дождя, затем – при продувке плоского диска с изменяющейся площадью ($\pm \Delta S_{\text{диск}}$) и при неизменяемой площади диска, но с изменением воздушного потока от малого значения до его увеличенного значения на величину ($+\Delta V$) за 0,8 – 1,0 секунду. В результате полученных данных по трём эффектам диска была построена водная модель с двигателем, имитирующим движение крыла птицы в махе и взмахе, которая была испытана в Томском ГУ под руководством кандидата технических наук Г. Г. Медведева, и показала приращение скорости, по отношению прямого крыла, равной 162 %, вследствие чего, в 1988 году Патентное ведомство г. Москвы выдало на моё имя Авторское свидетельство СССР за № 1623917 с приоритетом от 20 июня 1988 года под названием: «Гребная установка «плавсредства». Далее поиск эффектов крыла продолжался и к 2010 году мною было модельно доказано существование ещё четырех неглавных эффектов крыла, которые в полёте используют либо птицы, либо насекомые. Данные эффекты были объединены с тремя предыдущими эффектами и изложены в одной брошюре с названием: «Некоторые мысли и рассуждения о физической сущности машущего крыла, основанные на экспериментальных исследованиях и наблюдениях (с дополнениями) г. Томск, 2012 год, которые были размещены в университетских библиотеках г. Томска, а в Томском политехническом университете – в электронном виде, а также в МГТУ им. Баумана г. Москвы. И после 2010 года продолжались поиски четвёртого основного эффекта крыла птиц и насекомых, но т.к. птицы и насекомое производит колебательные движения крылом, то из-за возникающих больших инерционных сил и ограниченной прочности кости «лонжерона» птицы её взлётная масса ограничена 28-ю кг. Чтобы увеличить взлётную массу птицы необходимо было изменить колебательную схему крыла на крыло пропеллерного типа и провести испытания данного крыла на модели

и, если при максимальной проекционной площади крыла в режиме маха вектор его сопротивления направить вверх (подобно вектору подъёмной силы крыла самолёта) вектор машущего крыла превысит величину вектора подъёмной силы крыла самолёта Ту-154 примерно в два раза. На основании полученных результатов данная схема крыла была защищена Патентом на изобретение РФ под номером 2583426 с названием: «Управляемое крыло пропеллерного типа» с приоритетом от 10 марта 2015 года, а также защищена Патентом на полезную модель РФ под номером 177244 с названием: «Управляемое крыло пропеллерного типа для многокрылого летательного аппарата» с приоритетом от 24 июля 2017 года. Но в данных моделях крыла предусмотрено применять эластичную купольной формы несущую поверхность, имеющей (как купол парашюта) максимальное расширение проекционной площади в конце первой половины маха и минимальное расширение проекционной площади в конце первой половины взмаха, но так как, данная несущая поверхность закреплялась к двум противоположным фигурным лонжеронам, то нагрузка от всего купольного сопротивления приходилась на эти два лонжерона и при большой частоте наполнения купола его нитевая структура имеет малый ресурс работы. Для того, чтобы уменьшить нагрузку на нитевую структуру купола в местах крепления его к лонжеронам, необходимо было расчленив большой купол на более мелкие купола с меньшей проекционной площадью и креплением каждого мелкого купола к двум противоположно расположенным лонжеронным звеньям с более меньшей нагрузкой на нитевую структуру каждого малого купола, что, в свою очередь, увеличивает количество лонжеронных звеньев между левым и правым фигурным лонжероном, половинная часть из которых крепится в одной точке шарнирно к левому фигурному лонжерону по веерной схеме в сторону биссектрисной оси крыла маха (взмаха), а другая половинная часть лонжеронных звеньев крепится также в одной точке шарнирно к правому фигурному лонжерону по веерной схеме в сторону биссектрисной оси крыла маха (взмаха), причём, каждое лонжеронное звено имеет «Г»-образный профиль, где к верхней его полке крепится: вначале – ленточный фиксатор, а затем – рабочая поверхность крыла. Такая комбинация с любыми двумя соседними лонжеронными звеньями образуют:

- при виде крыла спереди – «П»-образный профиль с открытой стороной, через который входит набегающий поток воздуха и наполняет данный канал по всей длине лонжеронного звена в режиме маха крыла;
- при виде крыла снизу (сверху), особенно в конце первой половины маха, каждая пара лонжеронных звеньев имеет вид конусообразного канала с минимальной профильной шириной (в начале канала у шарнирного крепления) и с максимальной расчётной профильной шириной канала (на его противоположной стороне) с учётом длины «козырька», а в конце первой половины взмаха, каждая пара лонжеронных звеньев имеет вид конусообразного канала с минимальной профильной шириной канала по всей его длине от начала до конца с учётом длины «козырька».

2. Университеты, институты и энтузиасты-одиночки всего мира вели поиски по раскрытию неизвестных эффектов крыла птицы, насекомых, но поиски были безрезультатны. Что касается моей мечты, то я, как и мои сверстники в детстве, с изумлением наблюдали за полётом птиц и всяких насекомых, и ещё очень хотелось побыстрее подрасти и изобрести какое-нибудь устройство, при помощи которого можно было, хотя бы, оторваться от земли-матушки опираясь на воздух. В семнадцать лет я построил каркас из досок в виде квадрата, разместил в нём велосипедный привод с выходом оси вращения за пределы вращения каркаса и прикрепил к оси вращения доску двухметровой длины, стилизованную под воздушный винт. В результате чего, я получил двухлопастной пропеллер по типу вертолётного, при помощи которого реальный отрыв от земли не случился. Но я решил не сдаваться и сделать лопасть более аэродинамической, т.е. вырезал пятнадцать нервюр и прикрепил их по всей длине лонжерона – удилища трёхметровой величины. Проблема была в том, где взять в плотную непроницаемую материю, чтобы обтянуть эту лопасть (винт). Время шло и, отслужив в Советской Армии, я исполнил ещё одну мечту – поступил в лётное училище и стал лётчиком. Шли годы, житейские заботы отодвинули в сторону мою мечту о крыльях. И вот, как-то, читая книгу из научно-популярной серии, я узнаю, что мышечный полёт – по типу работы крыла птицы – человеку не под силу, а по эффективности крыло птицы в несколько раз превосходит крыло «стальной птицы». В 1978 году в одном из журналов «Юный техник» я обнаружил статью, в которой говорилось о загадочном полёте майского жука и какие неизвестные законы аэродинамики он применяет в своём полёте. И по прочтению этой статьи я решил ещё раз попробовать провести свои исследования по обнаружению неизвестных эффектов крыла птицы (насекомого) на самодельных моделях в домашних условиях. Для начала, ознакомился с результатами исследований, проведёнными с крылом птицы, наших отечественных учёных; таким явился – Виноградов И. Н., изд. 1951 в году. Его некоторые предположения по эффектам крыла птицы я воплотил в бумажных моделях и некоторые полученные результаты отсеял от учёта их в дальнейших исследованиях. Однажды шла телевизионная передача, где французские орнитологи снимали полёт летучих мышей в замедленной съёмке и тут показали работу крыла в нужном мне ракурсе, который натолкнул меня на мысль: - «А не тут ли скрывается загадка эффектов несущего крыла?». Она подтвердилась после первого моего исследования эффекта крыла на примере раскрытия детского зонтика во встречном потоке со скоростью 40 км/час. Дальнейшие исследования проводились на самодельном продувном устройстве в домашних условиях с применением плоского диска, способного изменять свою площадь в потоке воздуха – от минимальной до максимальной, а также – от максимальной до минимальной, причём, третий эффект был обнаружен в условиях, когда данный диск, с неизменяемой своей максимальной

площадь, продувался в потоке, который за минимальное время изменял свою скорость от минимального значения до максимального.

Таким образом, с третьей попытки Москва, в лице ВНИИ ГЭ, всё же выдала мне авторское свидетельство (АС) на водную модель с машущими плоскостями в воде, на которой были использованы все три обнаруженные мною эффекты.

После получения авторского свидетельства я получил рецензию от профессора Томского Государственного университета А.М. Бубенчикова на публикацию материалов своих исследований, по теме машущего крыла, в научно-популярных журналах СССР.

«Ну, а дальше что?» - такой вопрос возник у меня. По какой другой, новой исследовательской схеме построить дальнейшие исследования в изучении крыла птицы? И вот мои тезисы: из научно-популярной литературы известно, что существуют две схемы колебательного движения крыла:

- **первая** – восьмёркообразная схема движения крыла, которую используют насекомые и сверхлёгкий отряд птиц: например, колибри;
- **вторая** – колебательная схема движения крыла в виде: периода маха и периода взмаха; при таком движении крыла – первая беда – с увеличением длины крыла (при одинаковой частоте махов крыла) на величину в один метр, силы инерции его возрастают в квадратной (2) степени, а прочность крыла, в месте его крепления, должна увеличиться в кубической (3) степени от исходного. Но, так как, «лонжеронная» кость крыла птицы имеет определённый предел прочности, который позволяет летать птицам с весом не более 28 кг. Отсюда следует, что строить по такой схеме «железные крылья» по второму варианту схемы движения крыла – путь тупиковый.

В рецензии, полученной мною от доктора физико-математических наук Томского политехнического университета Логинова В.С. в 2005 году, для статьи с названием: «К вопросу о нестационарном обтекании ...» обозначено:

1. Соответствие тематике журнала «Известие ТПУ» - Да.
2. Актуальность проблемы – выше среднего (7).
3. Научная новизна и значимость – средняя (6).
4. Практическая новизна и значимость – выше среднего (7).
5. Качество подготовки и оформление материалов – среднее.

Выводы: статья может быть рекомендована для публикации при условии её доработки в соответствии с условиями рецензента, изложенными в п.п.6.

Код рецензента: Логинов В. С. - Зав. кафедрой теплофизики и гидромеханики ТПУ - доктор физико-математических наук.

Дата поступления 12.12.2005 г.

Дата составления рецензии 27.12.2005 г.

Эта рецензия вдохновила меня повторно. В результате мною было построено другое продувочное устройство с помощью, которого я модельно подтвердил существование ещё четырёх эффектов крыла птицы, шёл 2010 год. Одновременно с окончанием исследования эффектов машущего крыла птицы мною был сделан вывод: отказаться от исследования восьмеркообразной и колебательной схемы работы крыла, а переключить внимание на исследование и изучение схемы движения крыла вокруг своей оси по круговой траектории, т.е. использовать схему пропеллерного крыла птицы. В схеме этого типа необходимо иметь два лонжерона, расположенных (в исходном положении) в одной плоскости и под углом друг к другу. Каждый лонжерон делится на левую и правую части осью, на которой он вращается, т.е. к двум лонжеронам их правой части крепится гибкая поверхность правого крыла (крыло маха), а к двум лонжеронам их левой части крепится гибкая поверхность левого крыла (крыло взмаха), причём, при синхронном вращении их осей в одну общую сторону, на угол более 360°. Крылья периодически меняются местами. Данная схема крыла – «венец» моих исследований, проведённых с 1978 по 2011 год.

Ниже предлагается описание принципа действия, схем и механизмов крыла пропеллерного типа («Крыла Костикова»).

С уважением, Костиков Л.Я., г. Томск, 2018 год.

УПРАВЛЯЕМОЕ КРЫЛО ПРОПЕЛЛЕРНОГО ТИПА ОПИСАНИЯ МЕХАНИЗМОВ И ДЕТАЛЕЙ

Изобретение относится к области летательных аппаратов с машущими крыльями (ЛАМК).

Описание схемы крыла маха и крыла взмаха

Общая схема крыла пропеллерного типа (далее – крыла) изображена на Фиг.1.

Крыло состоит из: (см. далее Приложение № 1- «Перечень элементов крыла», Приложение № 2. Схемы деталей, звеньев и механизмов) крыла маха (1) и крыла взмаха (2) и содержит полотно парусины 1 и 2, Фиг.2; правый 3 и, зеркально расположенный ему, левый 4 фигурный лонжерон крыла (далее – лонжерон) крыла маха (1) и крыла взмаха (2); ось лонжерона 5 и 6, Фиг.3 б), свободно вращающаяся в удлинённой втулке 7 и 8, внешний конец которой, жёстко прикреплен к платформе 9 и 10, боковой прямоугольной раме (далее – боковая рама) 11 и 12, Фиг.3а) причём, внешний боковой край платформы (левый и правый) жёстко прикреплены к вертикальному стержню боковой рамы 11 и 12, а к верхнему и нижнему поперечному стержню боковой рамы 11 и 12, Фиг.3 а) и б) жёстко прикреплен горизонтально - удлинённый 13 и 14, а также горизонтально - укороченный 15 и 16 стержень так, чтобы при виде сверху образовалась геометрическая фигура в виде перевернутой трапеции с углом наклона её боковой стороны, – к центру фигуры – на угол $(\alpha 1)$ и $(\alpha 2)$, равный $14^\circ \pm 1^\circ$, причём, при виде спереди, образовалась геометрическая фигура в виде прямоугольного каркаса крыла 17. Лонжерон крыла маха и взмаха 3 и 4, Фиг.2а) содержит: центральный стержень 18 и 19, в котором, перпендикулярно к его поверхности, жёстко прикреплена ось лонжерона 5 и 6, причём, к внешнему концу её жёстко прикреплено зубчатое колесо лонжерона 20 и 21. Боковой стержень лонжерона 22, 23 и 24, 25, Фиг.2а), своим внутренним концом жёстко закреплен с внешним концом центрального стержня лонжерона 18 и 19, с углом наклона от линии его поверхности в сторону оси лонжерона 5 и 6, на углы: $(\alpha 3)$, $(\alpha 4)$, $(\alpha 5)$, $(\alpha 6)$ равные $14^\circ \pm 1^\circ$, Фиг.6 б), причём, для образования на внешнем крае поверхности крыла маха (1) и крыла взмаха (2) в виде «козырька» 26 и 27, загнутого в сторону движения крыла, при этом внешний край бокового стержня 22, 23, 24, 25 отогнут на углы: $(\alpha 7)$, $(\alpha 8)$, $(\alpha 9)$, $(\alpha 10)$ равные 60° , Фиг.3а). Период маха крыла (1), Фиг.4, определен сектором окружности от 0° до π радиана (от 0° до 180°), а период взмаха крыла (2) определен сектором окружности от π до 2π радиана (от 180° до 360°). Нахождение крыла маха (1) и крыла взмаха (2), между периодом маха и периодом взмаха, показано на Фиг.5 и Фиг.6а), б). Конструкционно крыло маха (1) и крыло взмаха (2) содержит лонжерон 3 и 4, который расположен зеркально друг к другу и в одной горизонтальной плоскости и изображен в середине периода маха и периода взмаха на Фиг.2а), б) и Фиг.3а), б), при этом тах угол «развала» крыла маха $(\alpha 11)$ между боковым стержнем лонжерона 22, 23 - в указанном положении – составляет величину равную $56^\circ \pm 2^\circ$, одновременно с этим угол «развала» крыла

взмаха α_{12} между боковым стержнем лонжерона 24, 25 - в указанном положении – составляет величину равную $0^\circ \pm 2^\circ$.

Конец описание схемы крыла маха и крыла взмаха

Описание схемы лонжеронного звена привода крыла

Лонжеронное звено привода крыла маха (1) и крыла взмаха (2) (далее – лонжеронное звено) 28 и 29, Фиг.7а) и б) содержит: ось 30 и 31, к внешнему (верхнему) концу которой жёстко прикреплено зубчатое колесо 32 и 33, образующее зубчатую колёсную пару с зубчатым колесом лонжерона: – правую 20 и 32; – левую 21 и 33; эти зубчатые колёсные пары расположены друг к другу под углом 90° . Ось 30 и 31, Фиг.7а), б) имеет свободное вращение во втулке 34 и 35, корпус которой - посредством кронштейна 36 и 37- жёстко прикреплён к внешней шторке платформы 9 и 10. Внутренний конец оси 30 и 31, Фиг.7а) и б) соединён с осью 38 и 39 «П» - образной рамы 40 и 41, промежуточным звеном, состоящим из верхнего карданного механизма 42 и 43, телескопической оси 44 и 45, а также нижнего карданного механизма 46 и 47, причём, к средней оси «П» - образной рамы, жёстко прикреплено обкатное зубчатое колесо 48 и 49, которое - вместе со своей осью - свободно вращается в верхней 50, 51 и нижней 52, 53 втулке, при этом, данная втулка своим корпусом жёстко прикреплена к средней части нижнего горизонтального стержня-шарнира 56, 57, а верхняя втулка – к средней части верхнего горизонтального стержня-шарнира 54, 55.

Конец описания схемы лонжеронного звена привода крыла

Описание схемы распределительного реверса и «П» - образной рамы.

Распределительный реверс, Фиг.8 и Фиг.9, содержит: прямоугольную раму (далее – рама реверса) 58 и вертикально расположенных в ней осях: правая промежуточная 59; главная промежуточная 60; первая левая промежуточная 61; вторая левая промежуточная 62, к средней части которой прикреплены зубчатые колёса: правое промежуточное 63; верхнее главное промежуточное 64; первое левое промежуточное 65; второе левое промежуточное 66, ось которого свободно вращается в верхней втулке 67, 68, 69,70 жёстко прикреплённой своим корпусом к верхнему горизонтальному стержню рамы реверса 71, а также свободно вращающейся в нижней втулке 72, 73, 74, 75, жёстко прикреплённой своим корпусом к нижнему горизонтальному стержню рамы реверса 76, причём, верхний горизонтальный стержень рамы реверса 71 жёстко прикреплен к нижней платформе каркаса крыла 77 и 78, вертикальным стержнем 79 и 80, Фиг.7; а верхний 71 и нижний 76 горизонтальные стержни рамы реверса 58, Фиг.9 жёстко соединены между собой внешними концами вертикального «С» - образного стержня 81 и 82. Внешний конец правой промежуточной оси 59 и внешний конец второй левой промежуточной оси 62 распределительного реверса, Фиг.9, имеет выход за пределы верхней 67, 70 и нижней 72, 75 втулки, где на внешнем её конце дополнительно расположена верхняя втулка 83, 84 и нижняя втулка 85, 86, к внешней боковой стороне которой жёстко прикреплён свободный конец горизонтального стержня-шарнира: верхний 54, 55; нижний 56, 57 «П» - образной рамы 40 и

41. К внешней стороне вертикального стержня 87 и 88, «П» - образной рамы 40 и 41, Фиг.9, жёстким образом прикреплён горизонтальный рычаг (далее – рычаг рамы) 89 и 90.

Конец схемы распределительного реверса и «П» - образной рамы.

Главная промежуточная ось 60, Фиг.9, имеет удлинение в сторону оси 105, к средней части которой прикреплено нижнее (ведомое) зубчатое колесо 91, образуя при этом зубчатую колёсную пару с (ведущим) зубчатым колесом 92, звена главного привода 93, Фиг.10а) и расположенные друг к другу под прямым углом равным 90°

Описание схемы звена главного привода крыла

Звено главного привода 93, Фиг.10а), содержит: ось (ведущего) зубчатого колеса 94, свободно вращающегося во втулке 95, внешний конец которой жёстко соединён с (ведущим) зубчатым колесом 92, а противоположный её конец жёстко соединён с демпфирующим механизмом 96. Промежуточная ось 97 звена главного привода 93, Фиг.10 а), свободно вращается во втулке 98, один конец которой жёстко прикреплён к демпфирующему механизму 96, другим же концом она жёстко прикреплена к механизму муфты 99. Ведущая ось 100, Фиг.10 а), звена главного привода 93, свободно вращается во втулке 101, один конец которой жёстко соединён с механизмом муфты 99, другой же её конец имеет продолжение к главному приводу двигателя крыла (на схеме он не показан). Механизм муфты 99, Фиг.10а), имеет рычаг «Г» - образной формы 102 жёстко прикреплённый к боковой стенке данной муфты.

Конец описания схемы звена главного привода крыла

Описание схемы звена коленчатого вала

Вертикальное звено коленчатого вала 103, Фиг.9 и Фиг.10а), состоит из: коленчатого вала 104; его верхней укороченной оси 105 и нижней удлинённой оси 106, которая свободно вращается во втулке 107 и 108, при этом, его верхняя укороченная ось является продолжением главной промежуточной оси 60. На нижней удлинённой оси 106, Фиг.10а), коленчатого вала 104, расположена свободно вращающаяся втулка 109, к верхней части которой жёстко прикреплён рычаг (ведущий) 110, а к её нижней части жёстко прикреплён рычаг (ведомый) 111 и 112 симметрично расположенный по обе стороны данной втулки, как бы, лежащие на одной прямой линии, которая, в свою очередь, если смотреть на втулку сверху, расположена перпендикулярно к рычагу (ведущему) 110.

Конец схеме звена коленчатого вала

Описание схемы правого и левого звена горизонтально расположенного трёхрежимного механизма

Горизонтально расположенный трёхрежимный механизм, Фиг.8, Фиг.9 и Фиг.10а), расположен перпендикулярно звену главного привода 93 и содержит: правое звено 113 и зеркально расположенный ему, на противоположной стороне звена коленчатого вала 103 - левое звено 114. Звено 113 и 114 содержит: шатун 115 и 116, который одним своим концом шарнирно соединён с шейкой 117 коленчатого вала 104, а другим своим концом он шарнирно со-

единён с внутренним концом подвижного стержня 118 и 119, к средней части которого жёстко прикреплён упор 120 и 121. Подвижной стержень 118, Фиг.8,8 Фиг.10а), свободно перемещается во втулке 122 и 123, а противоположно расположенный ему подвижной стержень 119, свободно перемещается во втулке 124 и 125, при этом, к внешнему краю втулки 122 и 124 жёстко закреплён втулочный ограничитель 126 и 127. Внешний конец подвижного стержня 118 и 119, Фиг.10а), выступает за внешний край втулки 123 и 125 на длину, превышающую диаметр окружности обозначенной буквой «Г», Фиг.10 б), т.е. описываемой шейкой коленчатого вала 117 при развороте её на угол от 0° до 2π радиана (0° - 360°). К внутренней стороне упора 120 и 121, Фиг. 10а), одним своим концом жёстко закреплена пружина сжатия (демпфирующая пружина) 128 и 129, причём, к другому её концу жёстко прикреплён пружинный ограничитель 130 и 131, который в пропеллерном режиме крыла, удалён от втулочного ограничителя 126 и 127, - вдоль поверхности подвижного стержня 118 и 119 – на длину, превышающую диаметр окружности, обозначенной буквой «Г», Фиг.10 б). Параметр пружины сжатия (**Λ**) (длина полного сжатия) 128 и 129, Фиг.10 а), должен превышать диаметр окружности обозначенной буквой «Г», Фиг.10 б).

Конец описания схемы правого и левого звена горизонтально расположенного трёхрежимного механизма

Описание схемы режимного звена трёхрежимного механизма

Разжимное звено 132 и 133, Фиг.10а), имеет «Г» - образную фигуру, где в месте его сгиба представлена фигура в виде прямоугольной рамки 134 и 135; внешний вертикальный стержень 136 и 137 имеет удлинение вниз, причём, его горизонтальный стержень 138 и 139 своим внешним концом жёстко прикреплён к наружной стороне втулки 140 и 141, свободно вращающейся на вертикально расположенной оси 142 и 143. Через внутреннее окно рамки 134 и 135, Фиг.10а), свободно проходит тело подвижного стержня 118 и 119, при этом, в пропеллерном режиме крыла она (рамка) прижата к внутреннему ограничителю 126 и 127. Свободный конец рычага (ведомого) 111 и 112, Фиг.10а), шарнирно соединён со свободным концом внешнего вертикального стержня 136 и 137 промежуточной тягой 144 и 145.

Конец описания схемы режимного звена трёхрежимного механизма

Описания схемы управления звеном трёхрежимного механизма

Рычаг (ведущий) 110, Фиг.10а), шарнирно соединённый со штоком 146, гидроцилиндра трёхрежимного механизма (далее – гидроцилиндр) 147 посредством тяги 148, а управление гидроцилиндром в этом случае осуществляется трёхпозиционным рычагом 149 золотникового типа гидравлического переключателя 150, питающегося гидравлической жидкостью от общего источника давления по трубопроводу 151. Трёхпозиционный рычаг 149, Фиг.10а), внешним своим концом шарнирно соединен с вертикальным педальным рычагом 152 горизонтального трёхрежимного механизма 153 через промежуточное звено 154, которое содержит внутреннее звено 155, комбинированную тягу 156, свободно проходящую через втулку 157, и внешнее

звено 158. Комбинированная тяга 156, Фиг.10а), содержит в себе кольцо удлинённой формы 159, в которое свободно входит вертикальный стержень 160 «Г» - образного рычага муфты 102, причём, в пропеллерном режиме крыла он находится у внешней стороны кольца 159. Педальный механизм 153, Фиг.10а), содержит: вертикальный педальный рычаг 152, который нижним своим концом шарнирно присоединён к корпусу крыла; пружину растяжения 161, которая одним своим концом шарнирно соединена со средней частью вертикального педального рычага 152, а другим своим концом шарнирно соединена с вертикальным стержнем 162 «Г» - образного звена-упора 163, осуществляющая прижатие, - в пропеллерном режиме крыла – вертикального педального рычага 152 к свободному концу горизонтального стержня «Г» - образного звена-упора 163.

Конец описания схемы управления трёхрежимным механизмом

Описания схемы управления «П» - образной рамы 40 и 41

Свободный конец рычага 89 и 90 «П» - образной рамы 40 и 41, Фиг.12, шарнирно соединён со штоком 164 и 165 гидроцилиндра 166 и 167 посредством звена 168 и 169, при этом, управление им осуществляется нажимным трёхпозиционным рычагом 170 и 171 гидравлического переключателя золотникового типа 172 и 173, питающегося гидравлической жидкостью от общего источника давления, поступающего по трубопроводу 174 и 175.

Конец описания схемы управления «П» - образной рамы 40 и 41

КОНЕЦ ОПИСАНИЯ МЕХАНИЗМОВ И ДЕТАЛЕЙ

СХЕМА КРЫЛА И РАБОЧАЯ ВЗАИМОСВЯЗЬ МЕЖДУ ЕГО ЭЛЕМЕНТАМИ И ЗВЕНЬЯМИ

Для работы крыла, при помощи которого осуществляются элементы полёта (маневры), предусмотрены три его режима:

1. **первый** (основной) – «пропеллерный режим крыла»;
2. **второй** (промежуточный) – «пропеллерно – пружинный» режим крыла;
3. **третий** – «беспропеллерно - пружинный режим крыла» (полёт безмоторного планирования).

Для обеспечения работы этих трёх режимов крыла используются следующие схемы крыла:

а) – общая схема крыла с механизмами управления ими – показана на Фиг.1;

б) – схема устройства крыла – показана на Фиг.2, Фиг.3 и Фиг.6;

в) – схема устройства каркаса (рамы) крыла – показана на Фиг.3а) и б);

г) – схема работы крыла – показана на Фиг.2а) и б), Фиг.6а и б), Фиг.4 и Фиг.5;

д) – схема с максимальной вогнутостью парусины крыла взмаха в момент нахождения его в середине периода взмаха – показана на Фиг.15а), вид А – А, Фиг. 2а);

- е) – схема с минимальной вогнутостью парусины крыла маха в момент нахождения его в середине периода маха – показана на Фиг.15 б), вид **Б – Б**, Фиг.2а);
- ж) – схема величины максимального и минимального угла «развала» между стержнями лонжерона 3 и 4 (лонжеронами крыла маха и лонжеронами крыла взмаха) при нахождении их в середине периода маха и в середине периода взмаха – показана на Фиг.2 а) и б);
- з) – схема изменения углового положения лонжеронов крыла маха (1) и крыла взмаха (2) относительно продольной оси координат **X – X** и лонжеронного звена 28, 29 – показана на Фиг.12, Фиг.13 и Фиг.14, а относительно поперечной оси координат **Z – Z**, - при виде спереди на то же крыло маха – показана на Фиг.16а) с наклоном парусины крыла - влево и на Фиг.16 б) то же крыло маха с наклоном парусины крыла - вправо;
- и) – на Фиг.4 и Фиг.5 показана искривлённая траектория окружности, по которой перемещается «козырёк» крыла маха 26 и крыла взмаха 27 полотна парусины крыла маха (1) и крыла взмаха (2) и величина её отклонения от неискривлённой траектории окружности показанного на Фиг.4, Фиг.5, Фиг.17 а), б) и в) в виде разных длин «биссектрисного» радиуса крыла взмаха L_R при достижении им оси **X – X** и оси **Y – Y**;
- к) – схема лонжеронного звена механизма привода крыла 28, 29 и «П» - образной рамы 40, 41 – показана на Фиг.7 а) и б);
- л) – схема управления «П» - образной рамой 40 и 41 – показана на Фиг.12, Фиг.13 и Фиг.14;
- м) – схема звена механизма главного привода 93; схема вертикального звена механизма коленчатого вала 103 и схема горизонтально расположенного трёхрежимного механизма 113, 114 с режимным звеном 132, 133, а также схема механизма управления трёхрежимным механизмом 153 – показаны на Фиг.10 а);
- н) – схема распределительного реверса – показана на Фиг.8 и Фиг.9.

Работа крыла

Вращение оси 5 лонжерона 3 крыла маха (1) и взмаха (2), Фиг.2 а), б) и Фиг.3. осуществляется от ведущей оси 100, Фиг.10а), через:

- механизм муфты 99;
- промежуточную ось 97;
- демпфирующий механизм 96;
- ось зубчатого колеса 94;
- зубчатое колесо 92 (ведущее);
- зубчатое колесо 91 (ведомое), Фиг.9;
- главную промежуточную ось 60;
- главное промежуточное зубчатое колесо 64;

далее на:

- правое промежуточное 63 и обкатное зубчатое колесо 48;
- ось «П»-образной рамы 38, Фиг.7а);
- нижний карданный механизм 46;
- телескопическую ось 44;
- верхний карданный механизм 42;
- ось 30;
- зубчатое колесо 32 и 20 соединённое с осью 5.

Вращение оси 6 лонжерона 4 крыла маха (1) и взмаха (2), Фиг 2 а), б) и Фиг.3, осуществляется от ведущей оси 100, Фиг.10а), через:

- механизм муфты 99;
- промежуточную ось 97;
- демпфирующий механизм 96;
- ось зубчатого колеса 94
- зубчатое колесо 92 (ведущее);
- зубчатое колесо 91 (ведомое), Фиг.9;
- главную промежуточную ось 60;
- главное промежуточное зубчатое колесо 64;

далее на:

- первое левое промежуточное зубчатое колесо 65;
- второе левое промежуточное зубчатое колесо 66;
- обкатное зубчатое колесо 49;
- ось «П»-образной рамы, Фиг.7 а);
- нижний карданный механизм 47;
- телескопическую ось 45;
- ось 31;
- зубчатое колесо 33 и 21, соединённое с осью 6.

Управление «П» - образной рамой

Описания первого режима крыла – пропеллерного режима крыла

При горизонтальном (нейтральном) положении нажимного рычага 170, 171, Фиг.12, гидравлический переключатель золотникового типа 172, 173 даёт команду исполнительному механизму в виде гидроцилиндра 166, 167, а вместе с ним и его выдвигному штоку 164, 165 совместно со звеном 168, 169, далее через рычаг 89, 90 на фиксацию «П» - образной рамы в данном положении - 40, 41, шарнирно соединённой с осью 59, 62, в положение, при котором её продольное направление будет совпадать с продольным направлением поперечной оси координаты **Z - Z**, то есть, угол отклонения (**β**) «П» - образной рамы: в положение – влево (+β) или в положение – вправо (-β), относительно линии положения поперечной оси координаты **Z - Z** должен равняться 0°. При этом, за счёт взаимного расположения зубчатого колеса 48, 63 и 49, 66 ось 38, 39 «П» - образной рамы 40, 41 и лонжеронного звена привода крыла 28, 29 показывает одновременное совпадение по направлению продольной «биссектрисной» оси крыла (1) и (2), Фиг.2а), Фиг.12,- при

нахождении их (крыльев) в середине периода маха и в середине периода взмаха – с продольной линией координатной оси $X - X$, т.е., в данном случае, угол отклонения ($\pm\alpha$) между фактической продольной «биссектрисной» осью крыла маха (1) и крыла взмаха (2) и координатной осью $X - X$ равен 0° , в результате чего появляется максимальное (max) значение величины результирующего профильного сопротивления $Q_{рез}(\alpha)$, Фиг.4. При полученном максимальном значении величины профильного сопротивления крыла маха (1) $Q_{кр1}(\alpha)_{max}$ и одновременно полученного минимального значения величины профильного сопротивления крыла взмаха (2) $Q_{кр2}(\alpha)_{min}$, где: $Q_{рез}(\alpha) = Q_{кр1}(\alpha)_{max} - Q_{кр2}(\alpha)_{min}$, и соответствующей балансировке летательного аппарата (ЛАМК) получим, - при определённых оборотах оси лонжерона 5 и 6 - либо висение его на месте, либо движение его в виде вертикального подъёма вверх, либо движение его в виде вертикального снижения вниз, причём, при пересечении крылом маха (1) и крылом взмаха (2) координатной оси $Y - Y$ результирующее профильное сопротивление:

$Q_{рез}(\alpha) = Q_{кр1}(\alpha) - Q_{кр2}(\alpha)$ – достигает минимального значения, Фиг. 5.

При изменении положения нажимного рычага 170, 171 от исходного (нейтрального) вверх гидравлический переключатель 172, 173 даёт команду на отключение «П» - образной рамы 40, 41 от первоначального положения, Фиг.12, на угол ($+\beta$), Фиг.13. В это время, при перемещении «П» - образной рамы 40, 41 вокруг оси 59, 62, происходит обкатывание зубчатого колеса 63 зубчатым колесом 48 с вращением его оси 38, а также одновременно происходит обкатывание зубчатого колеса 66 зубчатым колесом 49 с вращением оси 39. Далее вращающаяся ось 38 через лонжеронное звено привода крыла 28 передаёт своё вращение на ось лонжерона 5, а вращение оси 39 - через лонжеронное звено привода крыла 29 - передаётся на ось лонжерона 6. В результате такого одновременного вращения оси лонжерона 5 и 6, Фиг.13, лонжерон крыла маха и лонжерон крыла взмаха 3 и 4 отклоняют свою «биссектрисную» ось $X_1 - X_1$, образованную боковым стержнем 22, 23, - вверх на угол (α) и, образованную боковым стержнем 24, 25, - вниз на угол (α), относительно линии координатной оси $X - X$, причём, возникшее при этом линейное удлинение и угловое искривление **правого** лонжеронного звена привода крыла 28, обеспечивает его обычное рабочее функционирование за счёт применения в нём верхнего 42 и нижнего 46 карданного механизма и телескопической оси 44, Фиг.12, а возникшее одновременно с этим линейное удлинение (α) и угловое искривление **левого** лонжеронного звена привода крыла 29, обеспечивает его обычное рабочее функционирование за счёт применения в нём верхнего 43 и нижнего 47 карданного механизма и телескопической оси 45, причём, такое положение лонжеронов крыла маха и лонжеронов взмаха позволяет, – при соответствующей (прежней) балансировке летательного аппарата (ЛАМК) и при определённых оборотах оси лонжерона 5 и 6, Фиг.13, – перейти ЛАМКу от режима висения на месте к полёту вперёд или в обратную сторону (назад) как с набором высоты, так и со снижением, а при наличии его поступательного движения (полёта) изменить

траекторию полёта с искривлением в любую сторону под любым углом. (вверх, вниз, в стороны и в комбинациях).

В случае изменения положения нажимного рычага 170, 171 от исходного (нейтрального) вниз, гидравлический переключатель 172, 173 даёт команду на отклонение «П» - образной рамы 40, 41 от первоначального положения, Фиг.12, на угол $(-\beta)$, Фиг.14. При этом во время перемещения «П» - образной рамы 40, 41 вокруг оси 59, 62 происходит обкатывание зубчатого колеса 63 зубчатым колесом 48 с одновременным вращением его оси 38, а также одновременно происходит обкатывание зубчатого колеса 66 зубчатым колесом 49 с вращением оси 39. Далее ось 38, - через лонжеронное звено привода крыла 28 – передаёт своё вращение на ось лонжерона 5, а вращение оси 39, - через лонжеронное звено привода крыла 29 – передаётся на ось 6. В результате такого одновременного вращения оси лонжерона 5 и 6, Фиг.14, лонжерон крыла маха и лонжерон крыла взмаха 3 и 4 отклоняют свою «биссектрисную» ось $X_2 - X_2$, образованную боковым стержнем 22, 23 - вниз на угол $(-\alpha)$ и образованную боковым стержнем 24, 25 - вверх на угол $(-\alpha)$ относительно линии координатной оси $X - X$, причём, возникшее при этом линейное удлинение и угловое искривление правого лонжеронного звена привода крыла 28, обеспечивает его обычное рабочее функционирование за счёт применения в нём верхнего 42 и нижнего 46 карданного механизма и телескопической оси 44, Фиг.12, а возникшее одновременно при этом линейное удлинение и угловое искривление левого лонжеронного звена привода крыла 29 обеспечивает его обычное рабочее функционирование за счёт применения в нём верхнего 43 и нижнего 47 карданного механизма и телескопической оси 45, причём, такое положение лонжеронов крыла маха и лонжеронов крыла взмаха позволяет, - при соответствующей балансировке летательного аппарата и при установлении определённого числа оборотов (n) оси лонжеронов 5 и 6, Фиг.14 – перейти из режима висения на месте к полёту: либо по горизонтальной траектории вперёд, либо по траектории со снижением (уменьшение высоты полёта). Для полёта со смещением (развороте) влево, Фиг.2а), вид Б - Б и Фиг.16а), необходимо нажимной рычаг 171, - от исходного (нейтрального) положения, Фиг.12,- перевести вверх, Фиг.13, при этом нажимной рычаг 170 остаётся в исходном (нейтральном) положении, Фиг.12, но для ускоренного смещения (разворота) влево необходимо нажимной рычаг 171, - от исходного (нейтрального) положения - перевести вверх, Фиг.13, а нажимной рычаг 170, - от исходного (нейтрального) положения - перевести вниз, Фиг.14, при этом для осуществления разворота: либо в горизонтальной плоскости, либо по траектории со снижением высоты полёта, либо по траектории с набором высоты полёта – необходимо для каждой траектории полёта вносить свою корректировку в число оборотов (n) оси лонжерона 5 и 6, Фиг.3 б).

Для полёта со смещением (развороте) вправо, Фиг.2а), вид Б - Б и Фиг.16 б), необходимо нажимной рычаг 170, - от исходного (нейтрального) положения, Фиг.12,- перевести вверх, Фиг.13, при этом нажимной рычаг 171

остаётся в исходном (нейтральном) положении, Фиг.12, а для ускоренного смещения (разворота) вправо необходимо нажимной рычаг 170, - от исходного (нейтрального) положения - перевести вверх, Фиг.13, а нажимной рычаг 171, - от исходного (нейтрального) положения - перевести вниз, Фиг.14, при этом, для осуществления разворота: либо в горизонтальной плоскости, либо по траектории со снижением высоты полёта, либо по траектории с набором высоты полёта – необходимо для каждой траектории полёта вносить свою коррективу в число оборотов (n) оси лонжерона 5 и 6, Фиг.3 б).

При движении крыла взмаха (2), Фиг.4, по круговой траектории, - от середины периода взмаха (позиция Б) – поверхность полотна парусины к (позиции А) приходит в виде 2-х (двух) окружных скоростей:

- **первая** окружная скорость (**Вокр.1**) формируется окружной скоростью вращающихся лонжеронов крыла взмаха (2) с той частью поверхности полотна парусины, которая примыкает к месту крепления бокового стержня лонжерона 24 и 25, Фиг.2 а);
- **вторая** результирующая окружная скорость (**Вокр.2**) формируется для той части поверхности полотна парусины, которая примыкает к «биссектрисной» оси крыла (2), и состоит из окружной скорости приходящей на вращение данных стержней лонжеронов (**Вокр.1**) плюс дополнительной скорости (**+ΔVперех.**), которая появляется в этой части полотна парусины крыла (2), при «перехода» её от максимальной вогнутости, Фиг.15 а), к минимальной вогнутости, Фиг.15 б) и с направлением её вектора скорости «перехода» (**+ΔVперех.**) в сторону движения (вращения) крыла маха (1), т.е. результирующая окружная скорость: (**Вокр.2**) = (**Вокр.1**) + (**+ΔVперех.**) приводит к увеличению профильного сопротивления крыла маха (1) - (**Qкр 1**), Фиг.4.

При движении крыла маха (1), Фиг.4, по круговой траектории - от середины периода маха (позиция А) до середины периода взмаха (позиция Б) – поверхность полотна парусины к позиции Б приходит в виде двух окружных скоростей:

- **первая** окружная скорость (**Вокр.1**) формируется окружной скоростью вращающихся лонжеронов крыла маха (1) с той частью поверхности полотна парусины, которая примыкает к месту крепления бокового стержня лонжерона 22 и 23, Фиг.2а);
- **вторая** результирующая окружная скорость (**Вокр.2**) формируется для той части поверхности полотна парусины, которая примыкает к «биссектрисной» оси крыла (1), и состоит из окружной скорости приходящей на вращение данных стержней лонжеронов (**Вокр.1**) минус дополнительной скорости (**-ΔVперех.**), которая появляется в этой части полотна парусины крыла (1), при «переходе» её от минимальной вогнутости, Фиг.15 б), к максимальной вогнутости, Фиг.15 а) и с направлением её вектора скорости «перехода» (**-ΔVперех.**) в противоположную сторону движения (вращения) крыла маха (1), где результирующая окружная скорость: (**Вокр.3**) = (**Вокр.1**) + (**-ΔVперех.**), что приводит к уменьшению профильного сопротивления крыла (**Qокр 2**) к занятию им позиции середины периода взмаха (позиция Б), Фиг.4.

Если смотреть сбоку на крыло маха (1) с «kozyрьком» 26, Фиг.4, и находясь в (позиции А), где присутствует максимальный угол «развала» между лонжеронами маха 3 и 4 равный $56^{\circ} \pm 2^{\circ}$, то здесь мы наблюдаем максимально укороченную «биссектрисную» ось крыла маха (1), с длиной равной L_{R3} , Фиг.17в) и Фиг.2а) и б), а при виде же сбоку крыла взмаха (2) с «kozyрьком» 27, Фиг.4, и при нахождении его в (позиции Б), где присутствует минимальный угол «развала» между лонжеронами взмаха 3 и 4 равный $0^{\circ} \pm 2^{\circ}$, то здесь уже мы наблюдаем максимально удлинённую «биссектрисную» ось крыла взмаха, с длиной равной (L_{R1}), Фиг.17а) и Фиг.2 а) и б), причём, полученная при этом разница длин (ΔL_R) и «биссектрисных» осей равна: $\Delta L_R = L_{R1} - L_{R3}$, при одновременном движении «kozyрька» 27, Фиг.4, по окружной траектории от (позиции Б) к (позиции А), вместе с укорачивающимся «биссектрисным» радиусом он перемещается ближе к оси вращения лонжерона 3, 4 со скоростью (**Вkozyрька**). В результате такого перемещения на его поверхности (площади «kozyрька») возникает увеличивающееся профильное сопротивление ($Q^1_{\pm k}$) с вектором, направленным по линии «биссектрисного» радиуса от центра оси вращения крыла, т.е. движущееся по направлению во внешнюю сторону от траектории окружности и которое в (позиции А) превращается в горизонтальную силу тяги (**Р**) летательного аппарата, а его вертикальный вектор способствует увеличению профильного сопротивления крыла маха (**Qкр.1**), Фиг.4, ну, а (здесь же), - при одновременном движении противоположного «kozyрька» 26, Фиг.4, по окружной траектории от (позиции А) к (позиции Б) и при движении его по линии «биссектрисного» радиуса от центра оси вращения со скоростью (**Вкоз.**) - на его поверхности (площади «kozyрька») возникает уменьшающееся профильное сопротивление ($Q_3 k$) с вектором, направленным по линии «биссектрисного» радиуса от центра оси вращения крыла, которое в (позиции Б) превращается в отрицательную силу тяги (**- Р**) минимальной величины летательного аппарата, Фиг.4. На Фиг.6 и Фиг.17 б) показано положение крыла (1) и (2) на линии соприкосновения границы периода маха крыла от 0 до π радиана ($0^{\circ} - 180^{\circ}$); границы периода взмаха крыла от π до 2π радиана ($180^{\circ} - 360^{\circ}$), лежащей вдоль линии оси $Y - Y$.

Конец описания первого режима крыла – «пропеллерного режима крыла»

Теперь, собственно, о работе!

На Фиг.10а) показано фактическое расположение ключевых звеньев и механизмов «пропеллерного режима крыла» (**«крыла – Костикова»**):

- трёхпозиционного рычага 149_А ;
- промежуточного звена 154_А, комбинированной тяги 156_А с кольцом удлинённым 159_А, причём, шток 146_А гидроцилиндра 147, находится в положении, при котором вертикальный стержень 160 «Г» - образного рычага муфты 102 – находится у внешней стороны кольца 159_А;
- механизма 153 (педального);
- рычага 110 (ведущего), рычага 111,112 (ведомого) втулки 109; режимного звена 132_А, 133_А, где его прямоугольная рама 134_А, 135_А – посредством тяги 144_А, 145_А, 148_А – прижата к втулочному ограни-

чителю 126,127, обеспечивая - при вращении его колеччатого вала 104 – свободное возвратно-поступательное движение правому 113 и левому 114 звену трёхрежимного механизма, при этом механизм муфты 99 находится во включённом положении, т.е. в режиме сцепления ведущей оси 100 с промежуточной осью 97;

- режимного звена 132А, 133А, где его прямоугольная рама 134А, 135А – посредством тяги 144А, 145А, 148А – прижата к втулочному ограничителю 126,127, обеспечивая - при вращении его колеччатого вала 104 - свободное поступательное движение правому 113 и левому 114 звену трёхрежимного механизма, при этом механизм муфты 99 находится во включённом положении, т.е. в режиме сцепления ведущей оси 100 с промежуточной осью 97.

Вращение лонжеронов крыла 3 и 4 с осью.5 и 6, Фиг.3 б) осуществляется по схеме, где энергия силовой установки (на схеме не показана) передаётся на вращение звена главного привода 93, Фиг.10а), через ведущее зубчатое колесо 92 и нижнее ведомое зубчатое колесо 91. Далее по схеме поступает:

- **по первому** направлению – вверх, по главной промежуточной оси 60 распределительного реверса, изображённого на Фиг.9, после чего поступает на (правое) лонжеронное звено 28, Фиг.7 б), и (левое) лонжеронное звено 29, Фиг.7а), с дальнейшим поступлением на лонжерон 3 и на лонжерон 4 крыла (1) и (2), Фиг.2а);
- **по второму** направлению – вниз, по главной промежуточной оси 60 распределительного реверса, на вертикальное звено колеччатого вала 103, Фиг.8 и Фиг.10а), с последующим поступлением на правое звено 113 и одновременно на левое звено 114 трёхрежимного механизма и преобразованное в возвратно-поступательное движение.

Ключевые звенья и тяги, обеспечивающие «пропеллерный режим крыла и их фактического положения на схеме, Фиг.10а), обозначены цифрами с буквой «А»:152А, 158А, 156А, 159А, 102А, 160А, 155А, 154А, 149А, 146А, 148А, 110А, 111А, 112А, 144А, 145А, 132А, 133А, 136А, 137А, 134А, 135А, 138А, 139А.

Конец объяснения работы механизмов «пропеллерного режима крыла»

Описания работы «пропеллерно – пружинного режима крыла

На схеме Фиг.10 б), показано фактическое расположение ключевых звеньев и тяг (механизмов) «пропеллерно – пружинного режима крыла», подобно схеме Фиг.10 а), которые обозначены цифрами с буквой «Б»: 152Б, 158Б, 156Б, 159Б, 155Б, 154Б, 149Б. 146Б, 148Б, 110Б, 111Б, 112Б, 144Б, 145Б, 132Б, 133Б, 136Б, 137Б, 134Б, 135Б, 138Б, 139Б.

Для перехода от «пропеллерного режима крыла» к «пропеллерно – пружинному режиму крыла» необходимо вертикальный педальный рычаг 152А, Фиг.10а) перевести по ходу (вправо) до положения 152Б, Фиг.10 б), который переместит комбинированную тягу 156А, Фиг.10а), до положения 156Б, Фиг.10 б), вправо; при этом, вертикальный стержень 160А «Г» - образного рычага 102А, Фиг.10а), окажется на противоположной (внутренней) стороне кольца 159Б, Фиг.10 б), а трёхпозиционный рычаг переводится из положения 149А, Фиг.10а), в положение 149Б, Фиг.10 б). В результате чего, гидравличе-

ский переключатель 150 даёт команду гидроцилиндру 147 переместить его шток из положения 146а, Фиг.10а), в положение 146б, Фиг.10 б). Затем, посредством тяги 148б, ведущего рычага 110б, ведомого рычага 111б, 112б и промежуточной тяги 144б, 145б, прямоугольная рамка переместится: правая – из положения 134а, Фиг.10а), в положение 134б, Фиг.10 б), а левая – из положения 135а, Фиг.10а), в положение 135б, Фиг.10 б), т.е. она оказалась в непосредственном контакте с пружинным ограничителем 130 и 131, вследствие чего, движение шейки коленчатого вала 117 вокруг его оси 105, Фиг.10 б), преобразуется в возвратно – поступательное движение подвижного стержня 118 и 119 и за счёт упора 120 и 121,- расположенного на нём – демпфирующая пружина 128 и 129 звена 113 и 114, начнёт: то сжиматься, то разжиматься, делая вращение оси 105, - в определённых положениях шейки коленчатого вала 117 – поочередно: то с ускорением, то с замедлением, т.е.:

- при занятии шейкой коленчатого вала 117 положения, указанного на Фиг.18 (перпендикулярное звену 113 и 114), пружина 128 и 129 находится в разжатом положении, а крыло маха (1) и крыло взмаха (2) находятся в положении, указанном на Фиг.22 (в середине периода маха (позиция А) и в середине периода взмаха (позиция Б);
- при занятии шейкой коленчатого вала 117 положения, указанного на Фиг.19 (вдоль звена 113), пружина 129, - за счёт перемещения звена 113 и 114 вправо – сжимается, а крыло маха (1) и крыло взмаха (2) продолжает своё круговое движение от быстрого к замедленному, Фиг.23, до занятия им положения вдоль линии соприкосновения периода маха и периода взмаха;
- при занятии шейкой коленчатого вала 117 положения, указанного на Фиг.20 (перпендикулярное звену 113 и 114), пружина 128 и 129 находится в разжатом положении, где крыло маха (1) занимает прежнее положение крыла взмаха (2), а крыло взмаха (2) занимает прежнее положение крыла маха (1), причём, в период разжатия пружины 129 звено 113 и 114, - с кратковременным ускорением – возвращается в исходное положение (нейтральное), а это значит, что крыло маха (1) и крыло взмаха (2), - с кратковременным ускорением, при движении его по круговой траектории, занимает положение, указанное на Фиг.24, т.е. крыло (2) имеет дополнительное ускорение в начале периода маха;
- при занятии шейкой коленчатого вала 117 положения, указанного на Фиг.21 (вдоль звена 114), пружина 128, - за счёт перемещения звена 113 и 114 влево – сжимается, а крыло маха (1) и крыло взмаха (2) продолжает своё круговое движение от быстрого к замедленному, Фиг.25;
- при занятии шейкой коленчатого вала 117 положения, указанного на Фиг.18 (перпендикулярное звену 113 и 114), пружина 128 и 129 находится в разжатом положении, где крыло маха (1) возвращается в своё прежнее положение, при этом, в период разжатия пружины 128, звено 113 и 114, - с кратковременным ускорением – возвращается в исходное положение (нейтральное), а это значит, что крыло маха (1) и крыло взмаха (2), - с кратковременным ускорением, при движении его по круговой траектории - занимает положение, указанное на Фиг.22, при-

чём, для получения кратковременного ускорения с максимальной величиной, необходимо корректировать обороты (**n**) оси 5 и 6, лонжеронов 3 и 4, Фиг.2а), т.е. крыло (1) копирует движение крыла (2) согласно Фиг.20, Фиг.24.

С целью уменьшения величины «вредных» инерционных сил, возникающих на подвижном стержне 118, 119, на период его возвратно-поступательного движения, Фиг.10а), необходимо: (как вариант № 2) изменить крепление демпфирующей пружины 128 и 129, т.е. открепить пружину 128 от упора 120, и прикрепить её противоположным концом (вместе с пружинным ограничителем 130) к прямоугольной рамке 134. Также необходимо открепить пружину 129 от упора 121, и жёстко прикрепить её противоположным концом (вместе с пружинным ограничителем 131) к прямоугольной рамке 135.

Конец описания работы «пропеллерно – пружинного режима крыла»

Описание работы механизмов «беспропеллерно – пружинного режима крыла» (режима планирования)

На схеме Фиг.11, показано фактическое расположение (компоновка) ключевых звеньев и тяг (механизмов) «пропеллерно – пружинного режима крыла, подобно схеме Фиг.10а), которые обозначены цифрами с буквой «В»: 152в, 158в, 156в, 159в, 155в, 154в, 149в, 160в, 102в, 146в, 148в, 110в, 111в, 112в, 144в, 145в, 132в, 133в, 136в, 137в, 134в, 135в, 138в, 139в, причём, для перехода от «пропеллерно – пружинного режима крыла» к «беспропеллерно – пружинному режиму крыла» необходимо: вертикальный педальный рычаг 152в, Фиг.10 б), перевести по ходу (вправо) до положения 152в, таким образом, положение кольца от положения 159в, Фиг.10 б) изменится до положения 159в, Фиг.11, при таком перемещении комбинированной тяги от положения 156в, Фиг.10 б), до положения 156в, Фиг.11, кольцо 159в тоже переместится по ходу (вправо), а вместе с ним переместится (вправо) и вертикальный стержень 160в «Г» - образного рычага 102а, Фиг.10а), - из положения 160а в положение 160в, Фиг.11. В результате такого перемещения его (стержня 160в), муфта 99 разъединит «жесткую» связь между ведущей осью 100 и промежуточной осью звена главного привода 97, и одновременно с этим, трёхпозиционный рычаг из положения 149в, Фиг.10 б), перейдёт в положение 149в, Фиг.11, и как следствие, гидравлический переключатель 150 даст команду гидроцилиндру 147 ещё дальше выдвинуть свой шток – из положения 146в, Фиг.10 б), в положение 146в, Фиг.11, в результате которого, посредством:

- тяги 148в ;
- ведущего рычага 110в ;
- ведомого рычага 111в, 112в и;
- промежуточной тяги 144в, 145в ,

прямоугольная рамка переместится:

- **правая** – из положения 134в, Фиг.10 б), в положение 134в, Фиг.11;

- **левая** - из положения 135, Фиг.10 б), В положение 135в, Фиг.11.

В результате чего одновременно произойдёт плавное и полное сжатие демпфирующей пружины 128, 129 в сторону упора 120 и 121, соответственно. При этом, шейка коленчатого вала 117 фиксируется в положении, показанном на Фиг.11 и Фиг.18, а вместе с ней фиксируется крыло маха (1) и крыло взмаха (2) в положении, показанном на Фиг.22, т.е. крыло маха (1) и крыло взмаха (2) занимает фиксированное положение для «беспропеллерно - пружинного режима планирования», Фиг.2 а).

Конец описания работы механизмов «беспропеллерно – пружинного режима крыла» (режима планирования)

Описания работы двух режимов крыла при переходе из «пропеллерного режима крыла» в «беспропеллерно–пружинный режим крыла»

Допускается вариант перехода - сразу из «пропеллерного режима крыла» в «беспропеллерно–пружинный режим крыла» путём перевода вертикального педального рычага из положения 152а, Фиг.10а) в положение 152в, Фиг.11, где плавность перехода из одного режима в другой обеспечивается демпфирующей пружиной 128 и 129, при этом, вначале срабатывает механизм муфты 99 на разъединение осей 100 и 97, а только затем произойдёт полное сжатие демпфирующей пружины 128в и 129в рамкой 134в и 135в.

Для перехода из «беспропеллерно–пружинного режима крыла» либо, из «пропеллерно–пружинного режима крыла» в «пропеллерный режим крыла» необходимо: при помощи пружины растяжения 161, Фиг.11, вернуть вертикальный педальный рычаг 152 из положения 152в в положение 152а, Фиг.10а), а вместе с ним все ключевые звенья и тяги, обозначенные цифрами с буквой «В», Фиг.11, вернуться в исходное положение, обозначенного цифрами с буквой «А», Фиг.10а).

Конец описания работы двух режимов крыла при переходе из «пропеллерного режима крыла» в «беспропеллерно–пружинный режим крыла»

Испытание модели, проведённые с крылом маха (1) и крылом взмаха (2), Фиг.2а), в уменьшённом масштабе, без применения механизмов управления крылом, дали следующие показатели при:

- максимальном угле «развала» крыла маха (1), равным $56^\circ \pm 2^\circ$;
- нахождении его в середине периода маха (А), Фиг.4, с «биссектрисным радиусом равным 0,535 м и, полученной при этом максимальной площади [между лонжеронами крыла маха (1)], равной 0,236 м² и, полученным при этом профильным сопротивлением его, равным (Qкр.1);
- а также, при:
 - минимальном угле «развала» крыла взмаха (2), равным $0^\circ \pm 2^\circ$;
 - нахождении его в середине периода взмаха (позиция Б), Фиг.4 с «биссектрисным» радиусом, равным 0,640 м и, полученной при этом минимальной проекционной площади [между лонжеронами крыла взмаха (2)], равной 0,034 м² и, полученным при этом профильным сопротивлением его, равным (Qкр.2), где

величина результирующего сопротивления (**Qрезульт.** = **Qкр.1** – **Qкр.2**) составила:

- на оборотах оси лонжерона 5 и 6, Фиг.2а), равным 0,95 об/сек с результатом в 0,7кгс;
- на оборотах оси лонжерона 5 и 6, Фиг.2а), равным 1,43 об/сек, с результатом в 2,2 кгс; при этом, отношение ширины «козырька» к длине стержня лонжерона (22, 23) крыла маха (1) или к длине стержня лонжерона (24, 25), Фиг.2а) крыла взмаха (2), составило как 1/15, причём, в крыле маха (1) и в крыле взмаха (2), его несущая часть профильного сопротивления была представлена не в виде парусиновой ткани, а в виде герметичной ткани лавсанового типа, т.е. применялась герметическая ткань от зонтика для дождя по своим свойствам близкая к свойствам парусины.

Приложение № 1

Перечень элементов крыла

1. – крыло маха
2. – крыло взмаха
- 3 – фигурный лонжерон (правый) крыла маха и взмаха
- 4 – фигурный лонжерон (левый) крыла маха и взмаха
- 5 – ось правого лонжерона
- 6 – ось левого лонжерона
- 7 – правая удлинённая втулка
- 8 – левая удлинённая втулка
- 9 – правая платформа
- 10 – левая платформа
- 11 – правая боковая рама
- 12 – левая боковая рама
- 13 – горизонтально-удлинённый стержень (верхний)
- 14 – горизонтально-удлинённый стержень (нижний)
- 15 – горизонтально-укороченный стержень (верхний)
- 16 – горизонтально-укороченный стержень (нижний)
- 17 – общий каркас крыла
- 18 – центральный стержень (3)-фигурного лонжерона (правого)
- 19 – центральный стержень (4)-фигурного лонжерона (левого)
- 20 – зубчатое колесо оси (5)
- 21 – зубчатое колесо оси (6)
- 22 – боковой стержень лонжерона – маха (3)
- 23 – боковой стержень лонжерона – маха (4)
- 24 – боковой стержень лонжерона – взмаха (3)
- 25 – боковой стержень лонжерона – взмаха (4)
- 26 – «козырёк» крыла маха (1)
- 27 – «козырёк» крыла взмаха (2)
- 28 – лонжеронное звено (правое)
- 29 – лонжеронное звено (левое)
- 30 – ось верхняя (лонжерон звена 28)
- 31 – ось верхняя (лонжерон звена 29)
- 32 – зубчатое колесо (оси 30)
- 33 – зубчатое колесо (оси 31)
- 34 – втулка (оси 30)
- 35 – втулка (оси 31)
- 36 – кронштейн (втулки 34)
- 37 – кронштейн (втулки 35)
- 38 – ось «П» - образной рамы (правой)
- 39 - ось «П» - образной рамы (левой)
- 40 – «П» - образная рама (правая)
- 41 – «П» - образная рама (левая)
- 42 – верхний карданный механизм (правого звена 28)
- 43 – верхний карданный механизм (левого звена 29)
- 44 – телескопическая ось (правого звена 28)
- 45 – телескопическая ось (правого звена 29)
- 46 – нижний карданный механизм (правого звена 28)
- 47 – нижний карданный механизм (левого звена 29)
- 48 – обкатное зубчатое колесо (оси 38)

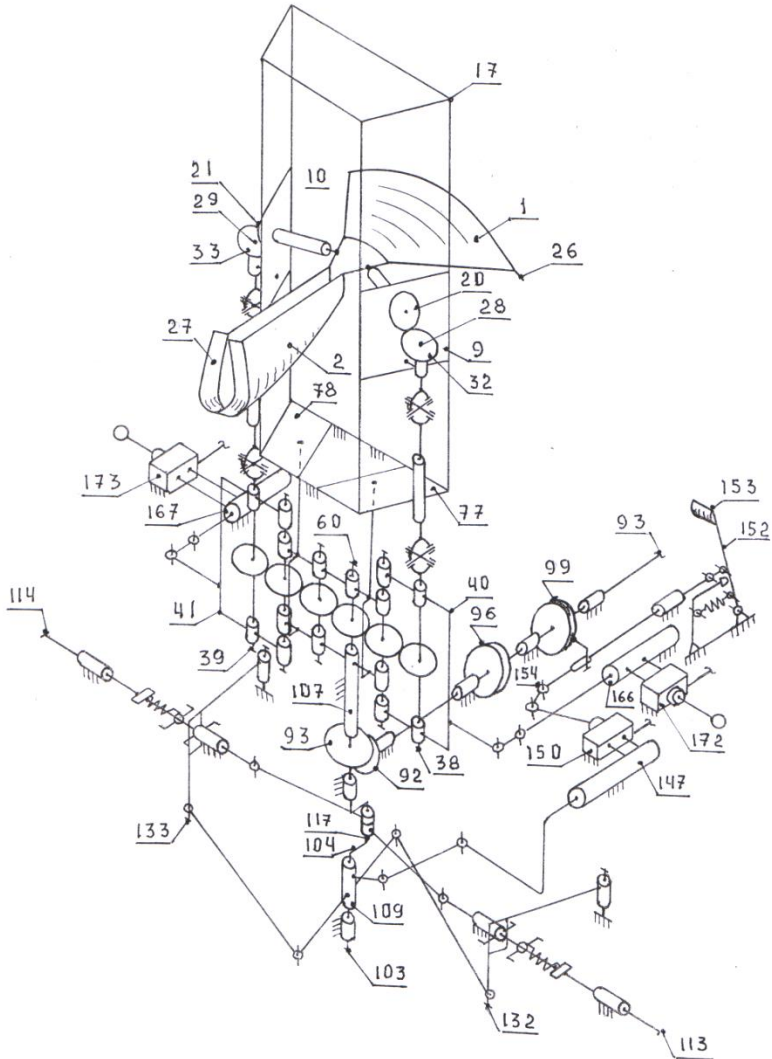
- 49 – обкатное зубчатое колесо (оси 39)
- 50 – верхняя втулка (оси 38)
- 51 – верхняя втулка (оси 39)
- 52 – нижняя втулка (оси 38)
- 53 – нижняя втулка (оси 39)
- 54 - верхний горизонтальный стержень-шарнир («П» образной рамы – 40)
- 55 – верхний горизонтальный стержень-шарнир («Г» образной рамы – 41)
- 56 – нижний горизонтальный стержень-шарнир («П» образной рамы – 40)
- 57 – нижний горизонтальный стержень-шарнир («П» образной рамы – 41)
- 58 – рама «реверса»
- 59 – вертикально расположенная промежуточная ось (правая) «реверса»
- 60 – главная промежуточная ось «реверса»
- 61 – вертикально расположенная промежуточная (первая левая) ось «реверса»
- 62 – вертикально расположенная промежуточная (вторая левая) ось «реверса»
- 63 – зубчатое колесо (оси 59)
- 64 – зубчатое колесо – верхнее - (оси 60)
- 65 – зубчатое колесо (оси 61)
- 66 – зубчатое колесо (оси 62)
- 67, 68, 69 70 – втулки верхнего горизонтального стержня рамы механизма «реверса»
- 71 – верхний горизонтальный стержень рамы механизма «реверса»
- 72, 73, 74,75 – втулки нижнего горизонтального стержня рамы механизма «реверса»
- 76 – нижний горизонтальный стержень рамы «реверса» (58)
- 77 – нижняя платформа каркаса крыла (правая)
- 78 – нижняя платформа каркаса крыла (левая)
- 79 – правый вертикальный стержень платформы (77)
- 80 – левый вертикальный стержень платформы (78)
- 81 – «С» образный вертикальный стержень рамы «реверса» (правый) - (58)
- 82 – «С» образный вертикальный стержень рамы «реверса» (левый) - (58)
- 83 – верхняя втулка внешнего верхнего конца правой промежуточной оси (59)
- 84 – верхняя втулка внешнего конца второй левой промежуточной оси (62)
- 85 – нижняя втулка внешнего нижнего конца промежуточной правой оси (59)
- 86 – нижняя втулка внешнего нижнего конца второй левой промежуточной оси (62)
- 87 – внешний вертикальный стержень П»- образной рамы (40)
- 88 – внешний вертикальный стержень П»-образной рамы (41)
- 89 – горизонтальный рычаг (стержня 87)
- 90 – горизонтальный рычаг (стержня 88)
- 91 – зубчатое колесо нижнее (ведомое) оси 60
- 92 – зубчатое колесо звена главного привода (93)
- 93 – звено главного привода
- 94 – ось зубчатого колеса (92)
- 95 – втулка оси (94)
- 96 – демпфирующий механизм (звена 93)
- 97 – промежуточная ось звена главного привода (93)
- 98 – втулка промежуточной оси (97)
- 99 – механизм муфты звена главного привода (93)
- 100 – ведущая ось звена главного привода (93)

- 101 – втулка оси (100) звена главного привода (93)
- 102 – рычаг «Г» образной формы механизма муфты (99)
- 103 – вертикальное звено коленчатого вала (104)
- 104 – коленчатый вал
- 105 – верхняя укороченная ось коленчатого вала (104), жёстко соединённая с нижним концом главной промежуточной оси (60) «реверса»
- 106 – нижняя удлинённая ось коленчатого вала (104)
- 107 – втулка укороченной оси (105)
- 108 – втулка удлинённой оси (106)
- 109 – свободно вращающаяся втулка на оси (106)
- 110 – верхний (ведущий) рычаг втулки (109)
- 111 – ведомый нижний рычаг втулки (109)
- 112 – ведомый нижний рычаг втулки (109)
- 113 – правое звено горизонтального трёхрежимного механизма (Фиг.8, Фиг.9 и Фиг.10а)
- 114 – левое звено горизонтального трёхрежимного механизма (Фиг.8, Фиг.9 и Фиг.10а)
- 115 – правый шатун коленчатого вала (104)
- 116 – левый шатун коленчатого вала (104)
- 117 – шейка коленчатого вала (104)
- 118 – подвижный стержень правого звена (113)
- 119 – подвижной стержень левого звена (114)
- 120 – упор подвижного стержня (118)
- 121 – упор подвижного стержня (119)
- 122 – внутренняя втулка подвижного стержня (118)
- 123 – внешняя втулка подвижного стержня (118)
- 124 - внутренняя втулка подвижного стержня (119)
- 125 – внешняя втулка подвижного стержня (119)
- 126 – втулочный ограничитель втулки (122)
- 127 – втулочный ограничитель втулки (124)
- 128 – демпфирующая пружина подвижного стержня (118)
- 129 – демпфирующая пружина подвижного стержня (119)
- 130 – пружинный ограничитель пружины (128)
- 131 – пружинный ограничитель пружины (129)
- 132 – режимное звено подвижного стержня (118)
- 133 – режимное звено подвижного стержня (119)
- 134 – прямоугольная рамка режимного звена (132)
- 135 – прямоугольная рамка режимного звена (133)
- 136 – внешний вертикальный стержень режимного звена (132)
- 137 – внешний вертикальный стержень режимного звена (133)
- 138 – горизонтальный стержень режимного звена (132)
- 139 – горизонтальный стержень режимного звена (133)
- 140 – втулка горизонтального стержня (138)
- 141 – втулка горизонтального стержня (139)

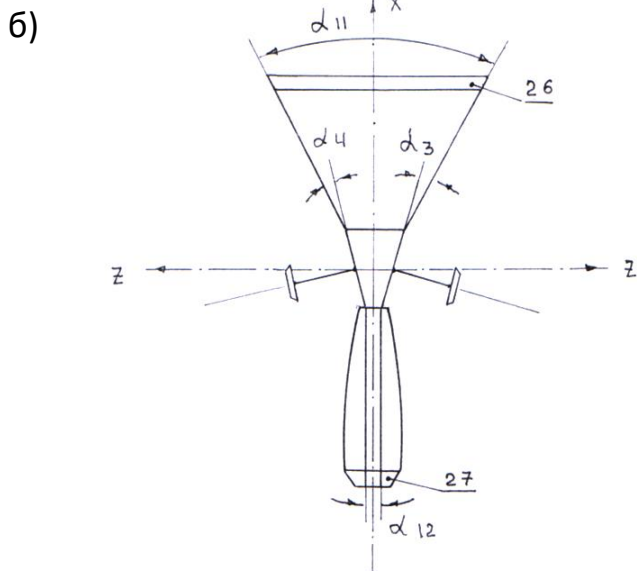
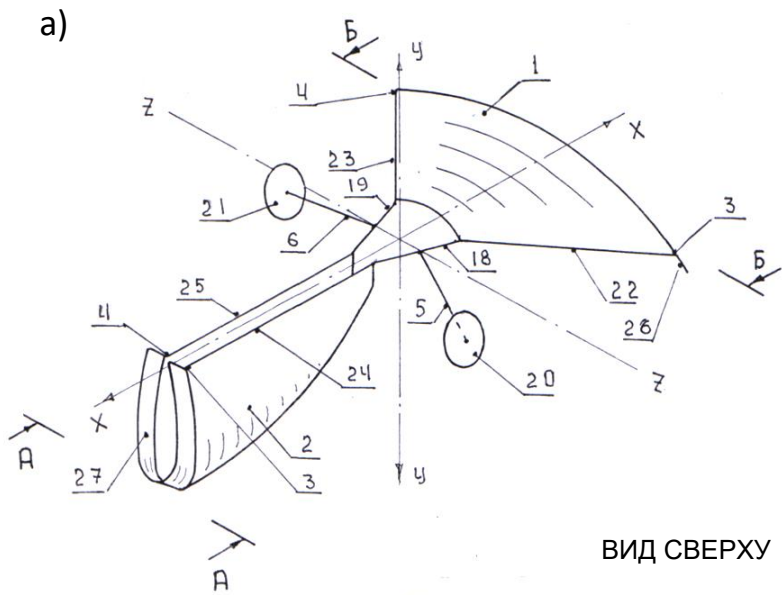
- 142 – ось втулки (140) Фиг.10а)
- 143 – ось втулки (141) Фиг.10а)
- 144 – промежуточная тяга ведомого нижнего рычага (111)
- 145 – промежуточная тяга ведомого нижнего рычага (112)
- 146 – шток (выдвижной) (147)
- 147 – гидроцилиндр (исполнительный механизм)
- 148 – тяга штока (146)
- 149 – трёхпозиционный рычаг (150)
- 150 – гидравлический переключатель режимного звена подвижного стержня (132, 133)
- 151 – подводящий (питающий) трубопровод
- 152 – вертикальный педальный рычаг горизонтального трёхрежимного механизма (153)
- 153 – горизонтальный трёхрежимный механизм вертикального педального рычага (152)
- 154 – промежуточное звено, расположенное между трёхпозиционным рычагом (149) и педальным (вертикальным) рычагом (152)
- 155 – внутреннее звено промежуточного звена (154)
- 156 – комбинированная тяга промежуточного звена (154)
- 157 – втулка комбинированной тяги (156)
- 158 - внешнее звено промежуточного звена (154)
- 159 – кольцо удлинённой формы комбинированной тяги (156)
- 160 – вертикальный стержень «Г» - образного рычага муфты (102)
- 161 – пружина растяжения «Г»- образного звена-упора (163)
- 162 – вертикальный стержень «Г»-образного звена - упора (163)
- 163 – «Г» - образно звено - упора для вертикального педального рычага (152)
- 164 – шток гидроцилиндра (166)
- 165 – шток гидроцилиндра (167)
- 166 – правый гидроцилиндр штока (164)
- 167 – левый гидроцилиндр штока (165)
- 168 – звено штока гидроцилиндра (164)
- 169 – звено штока гидроцилиндра (165)
- 170 – трёхпозиционный рычаг переключателя золотникового типа (172)
- нажимной рычаг
- 171 – трёхпозиционный рычаг переключателя золотникового типа (173)
- нажимной рычаг
- 172 – правый гидравлический переключатель золотникового типа
- 173 – левый гидравлический переключатель золотникового типа
- 174 – трубопровод, подающий гидравлическую жидкость под давлением (P) от общего источника давления для гидроцилиндра (166)
- 175 – трубопровод, подающий гидравлическую жидкость под давлением (P) от общего источника давления для гидроцилиндра (167)

176 – «Г» - образная траектория окружности, которую описывает шейка колеччатого вала (117), за один полный оборот $0^\circ - 360^\circ$ вращения его оси (106)

Приложение № 2. Схемы деталей, звеньев и механизмов

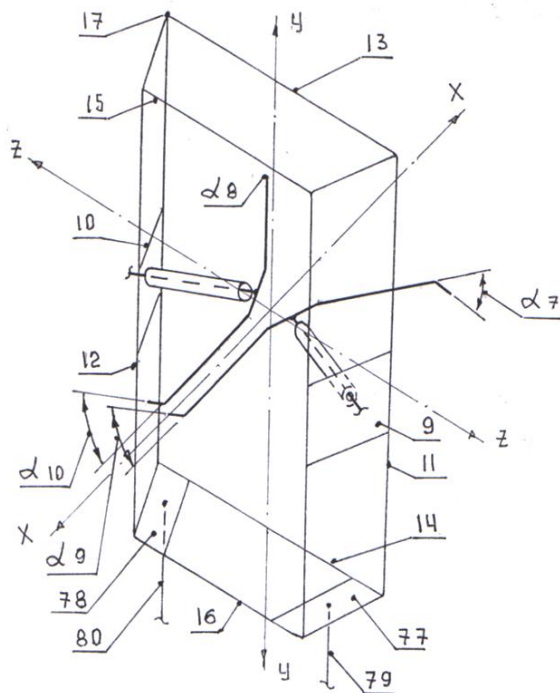


Фиг.1



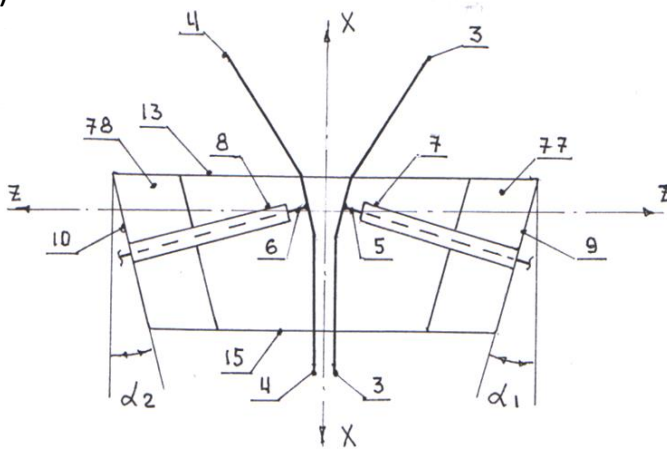
Фиг.2

a)



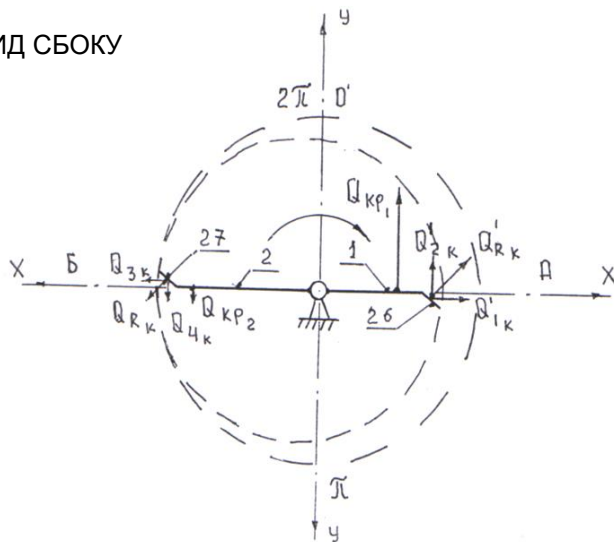
б)

ВИД СВЕРХУ



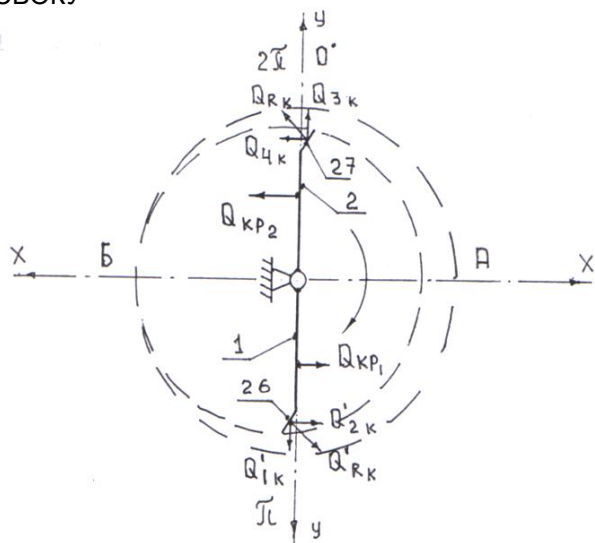
Фиг.3

ВИД СБОКУ



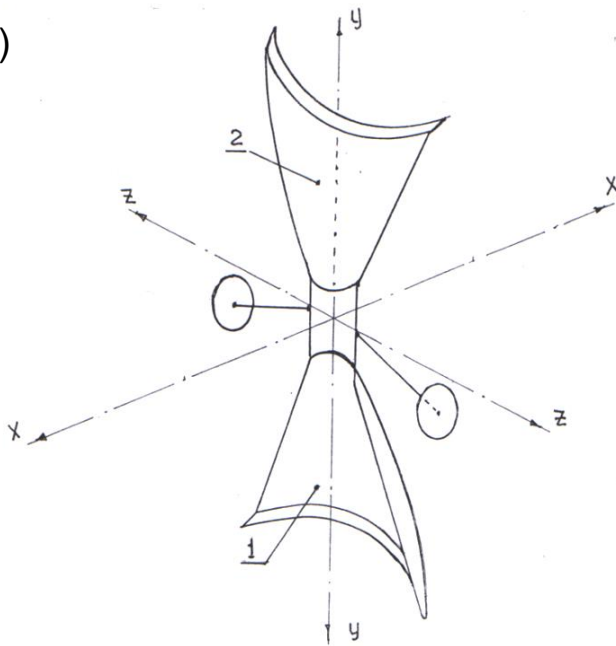
Фиг.4

ВИД СБОКУ



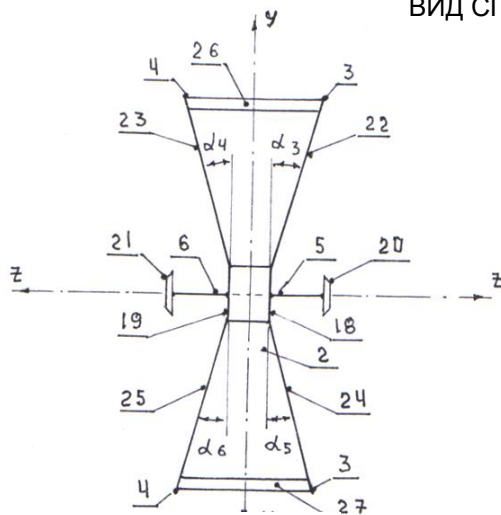
Фиг.5

а)



ВИД СПЕРЕДИ

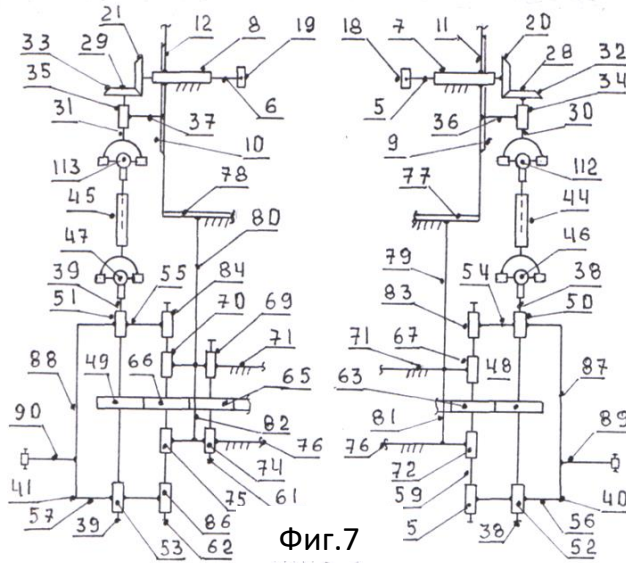
б)



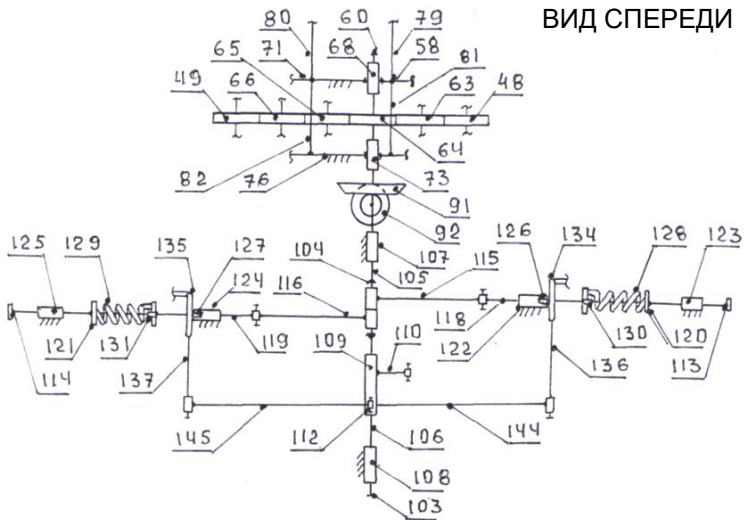
Фиг.6

a) ВИД СПЕРЕДИ

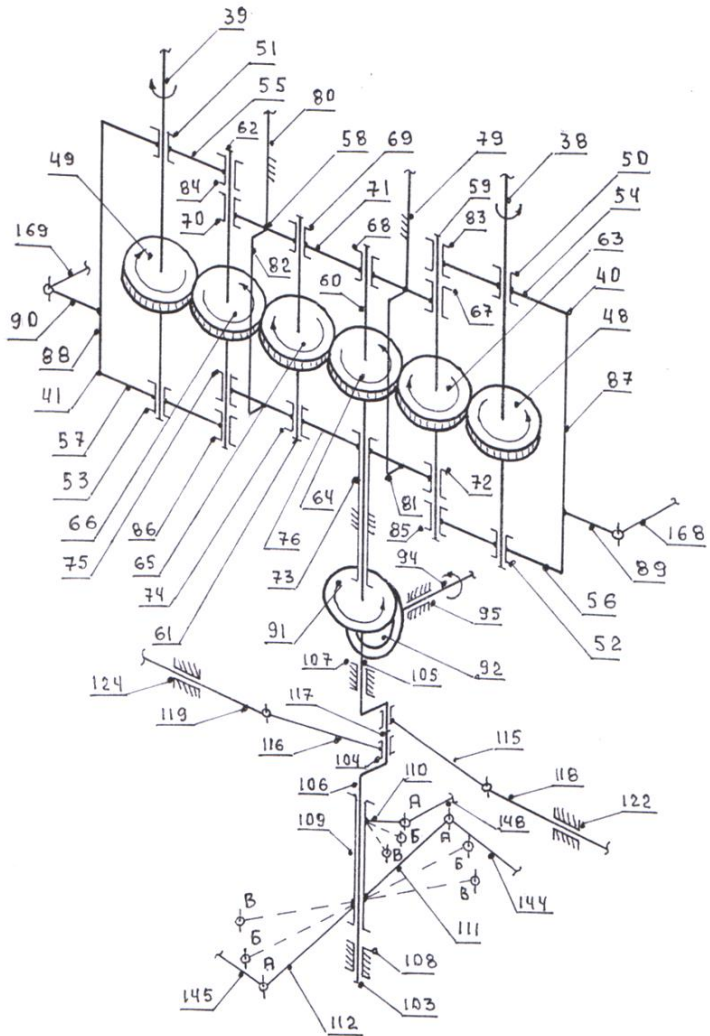
б) ВИД СПЕРЕДИ

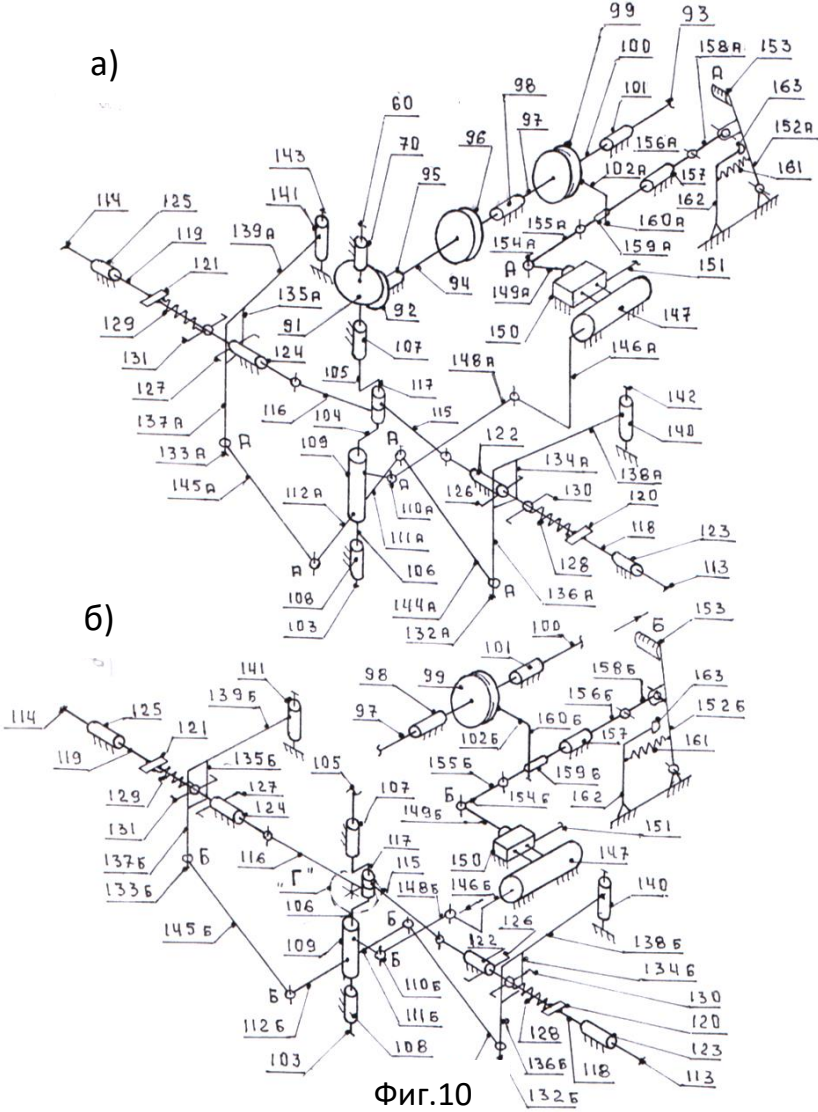


ВИД СПЕРЕДИ

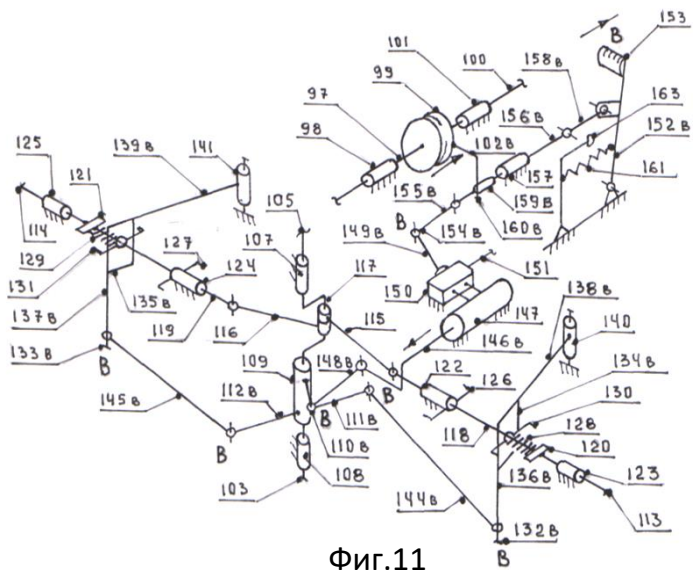


Фиг.8

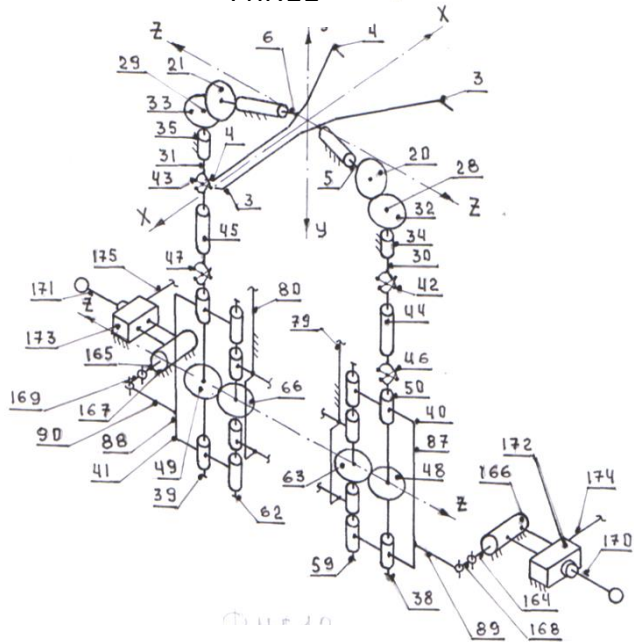




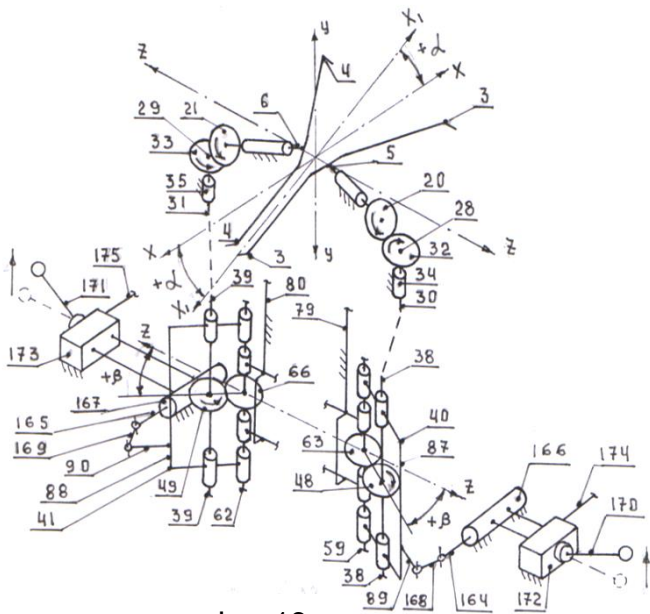
Фиг.10



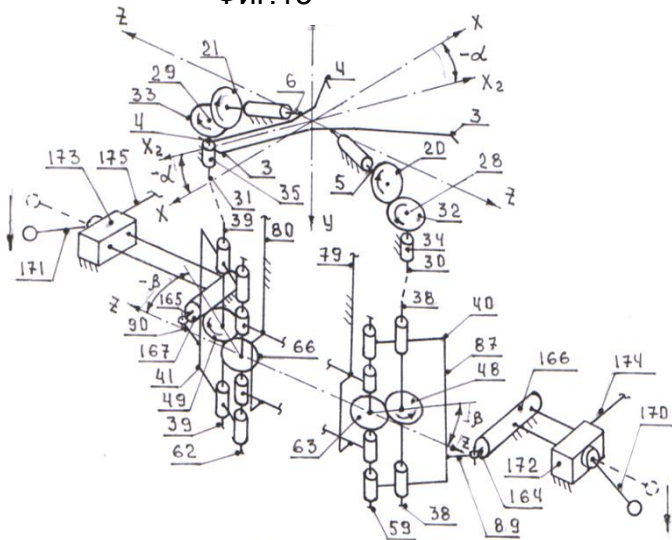
Фиг.11



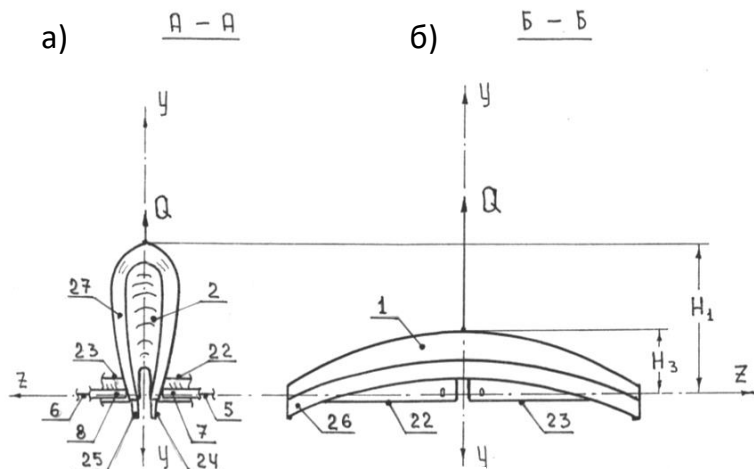
Фиг.12



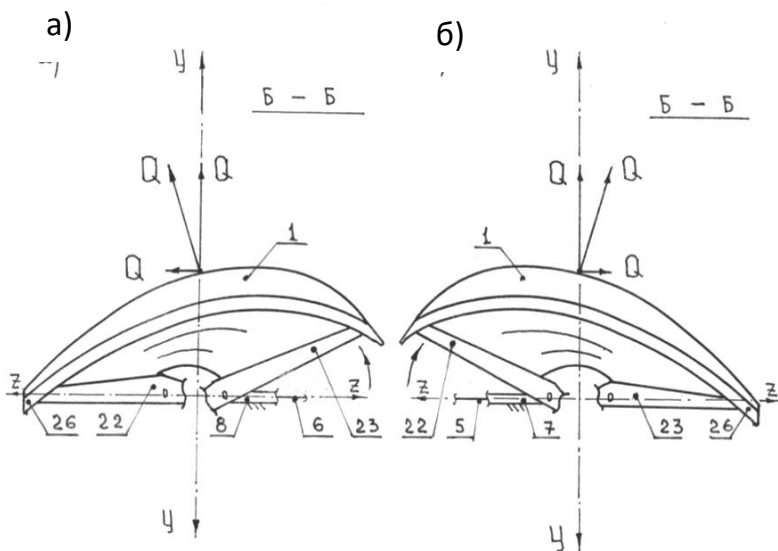
Фиг.13



Фиг.14

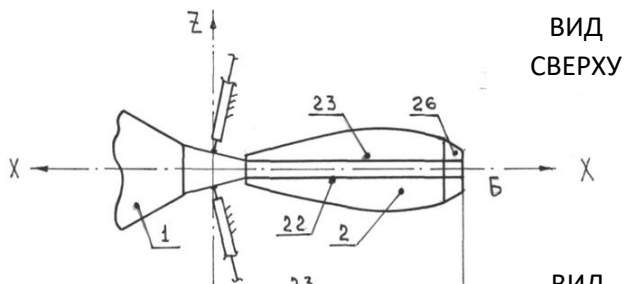


Фиг.15

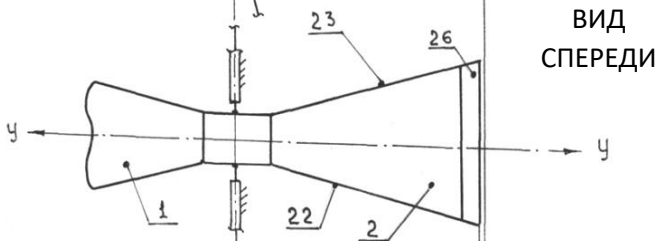


Фиг.16

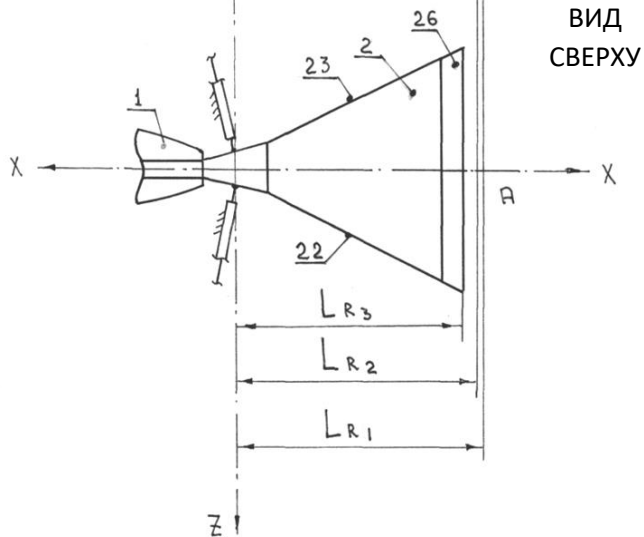
а)



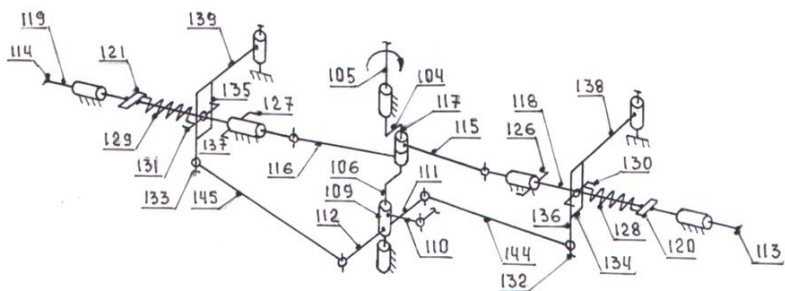
б)



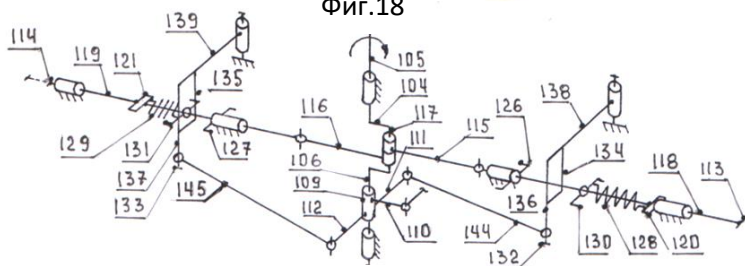
в)



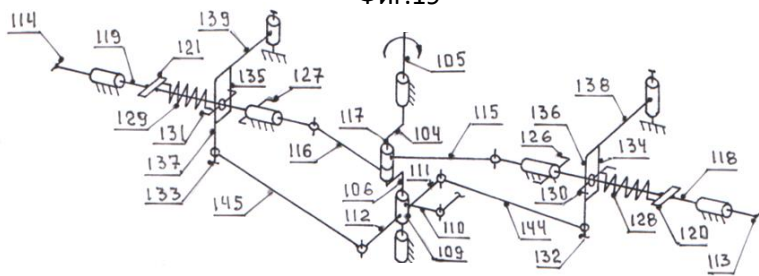
Фиг.17



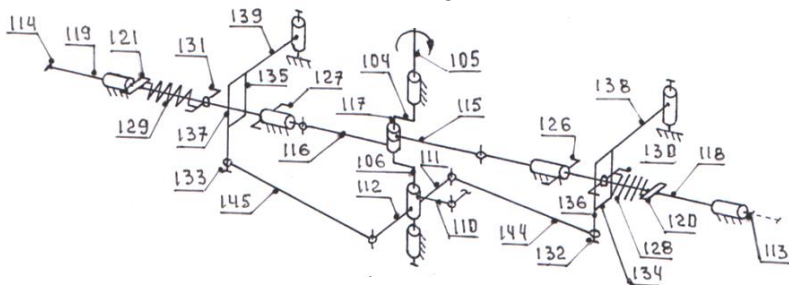
Фиг.18



Фиг.19

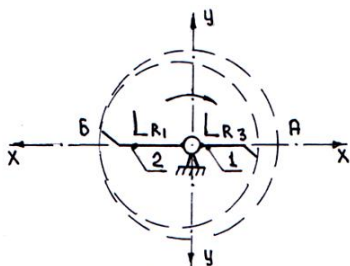


Фиг.20



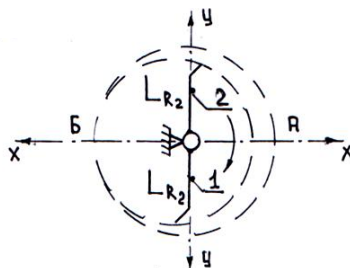
Фиг.21

ВИД СБОКУ



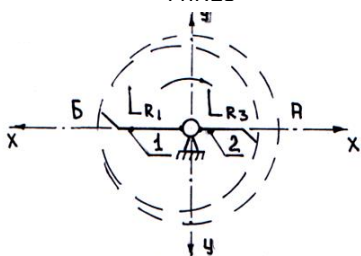
Фиг.22

ВИД СБОКУ



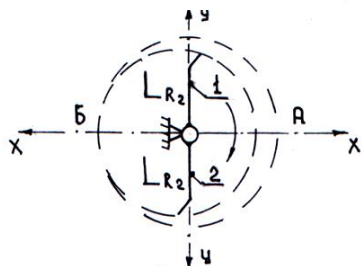
Фиг.23

ВИД СБОКУ



Фиг.24

ВИД СБОКУ



Фиг.25

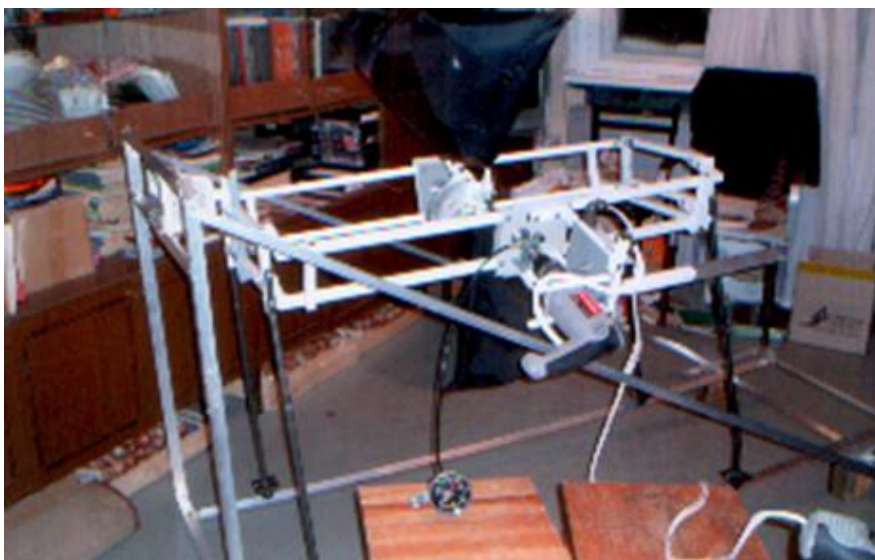


Рис 1
Крыло пропеллерного типа в динамике



Рис 1
Крыло пропеллерного типа в статике



Крыло маха и крыло взмаха, в положении – нейтраль.

Рис.3



Рис.4

Крыло маха и крыло взмаха, в положении максимальной площади крыла маха (Спл. кр. тах)

ЭЛИН — иллюзион современных городов



ТЕХНИКА-9
МОЛОДЕЖИ 1973

УПРАВЛЯЕМОЕ КРЫЛО ПРОПЕЛЛЕРНОГО ТИПА
МНОГОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
«МНОГОКРЫЛ КОСТИКОВА»

ВВЕДЕНИЕ

3. В процессе работы над управляемым крылом пропеллерного типа у меня возникла проблема: «Как же уменьшить вредное «рамочное» (профильное) сопротивление данного крыла?» ... и вот что получилось.

За прототип указанного в заголовке крыла многокрылого летательного аппарата («МНОГОКРЫЛА КОСТИКОВА») я взял уже известное управляемое крыло пропеллерного типа для однокрылого летательного аппарата (см. выше) – **патент Костикова Л. Я. РФ № 2583426**, описание которого включает содержание двух независимых друг от друга фигурных лонжеронов: – правого 3 и левого 4, жестко закреплённых на вращающейся оси 5 и 6 соответственно, которая расположена в удлинённой втулке 7 и 8, и внешний конец которой жестко и перпендикулярно прикреплен к внутренней поверхности: – правой 9 и левой 10 платформы, которая, в свою очередь, жестко прикреплена к вертикальным стержням боковой правой рамы 11 и левой рамы 12 общего каркаса 17 закрытого вида (в виде прямоугольника), внутри которого расположено крыло маха 1 и крыло взмаха 2, и содержащий в своём каркасе два одинаковых по высоте и параллельно расположенных друг против друга, но имеющие разную ширину своего прямоугольника, вершины углов которого жестко соединены между собой стержнями так, чтобы при виде на данный каркас крыла сверху, он имел геометрическую фигуру в виде трапеции с выдвинутыми за пределы боковых поверхностей данного каркаса (на определённую длину) – правую ось 5 фигурного лонжерона 3, а на противоположной боковой поверхности каркаса (на определённую длину) – левую ось 6 фигурного лонжерона 4, на концах которого жестко прикреплены: зубчатое колесо 20 оси 5 и зубчатое колесо 21 оси 6, причём:

- **первым** недостатком данной однокрылой схемы крыла является - применение сразу двух отдельных друг от друга осей 5 и 6 с двумя отдельными комбинированными приводами – правым: 32, 30, 112, 44, 46, 28, 40, 38 и 48; и левым: 29, 31, 33, 113, 45, 47, 39, 41 и 49, работающими на одну рабочую поверхность крыла маха 1 и одну нерабочую поверхность крыла взмаха 2;
- **вторым** недостатком данной однокрылой схемы крыла является - необходимое увеличение рабочей площади рабочей поверхности крыла маха 1 как по его ширине, так и по его длине (биссектрисе) данного крыла во время увеличения необходимой взлётной массы летательного аппарата (ЛА), в результате чего, увеличивающаяся биссектрисная длина крыла влечёт за собой увеличение по высоте и ширине его каркаса крыла 17, вследствие чего, значительно увеличивается (в кубе) масса крыла (m^3) и парусность крыла, что увеличивает

опрокидывающий момент летательного аппарата при определённом порыве ветра при нахождении его на земле; так же, в этом случае, опрокидыванию летательного аппарата на земле способствует и увеличенная высота от уровня базовой рамы расположения центра тяжести (**ЦТ**) данной массы летательного аппарата;

- **третьим** недостатком данной однокрылой схемы крыла является - близкое расположение центра давления (**ЦД**) относительно центра тяжести (**ЦТ**) массы летательного аппарата проекционно расположенных вдоль горизонтальной оси ($X_1 - X_1$) и более высокое расположение центра давления крыла (**ЦДК**) относительно центра тяжести крыла (**ЦТК**) проекционно расположенных вдоль вертикальной оси ($Y_1 - Y_1$), что делает невозможным произвести полный разворот на (360° и более) летательному аппарату вокруг вертикальной оси ($Y_1 - Y_1$) на одном месте без применения дополнительного (хвостового) воздушного винта по типу вертолётного, а для выравнивания по высоте центра давления крыла (**ЦДК**) и центра тяжести (**ЦТ**) массы летательного аппарата необходимо увеличивать высоту стоек шасси до приемлемого уровня вместе с корпусом летательного аппарата, что способствует худшей устойчивости летательного аппарата при нахождении его на земной поверхности.

С уважением, Костиков Л.Я., г. Томск, 2017 год.

Описание крыла пропеллерного типа для многокрылого летательного аппарата (МНОГОКРЫЛА) и его конструктивных особенностей

С целью устранения вышеуказанных недостатков данного прототипа предлагается схема управляемого крыла пропеллерного типа для многокрылого летательного аппарата с каркасом крыла открытого типа, т.е. без применения в нём рамы прямоугольной формы с механизмом крыла упрощённой кинематической схемы привода для левого крыла 2 и правого крыла 3, размещённых симметрично по разные стороны корпуса 1 летательного аппарата, которая (схема) позволяет при меньших размерах крыла 2 и 3 получить ту же суммарную результирующую силу сопротивления куполов крыла, что и у прототипа с однокрылым вариантом крыла, но при меньшей биссектрисной длине крыла, что способствует применять более укороченные стойки колёс шасси и с более низким расположением центра тяжести (ЦТ) массы летательного аппарата, и более устойчивого положения его (ЛА) на земной поверхности (на стоянке и при рулении). В то же время, разнесение центров давления крыла (ЦДК) в положения максимального маха левого и правого крыла между собой вдоль продольной линии ($Z_1 - Z_1$) (на определённом расстоянии) даёт возможность, без применения дополнительного (хвостового) воздушного винта по типу вертолётного, производить разворот летательного аппарата, как на земле, так и в воздухе на угол 360° и более в обе стороны вокруг вертикальной оси ($Y_1 - Y_1$), при этом, упрощённая кинематическая схема крыла на примере левого крыла 3 содержит: корпус (фюзеляж, кабина пилота) 1, правое крыло 2, левое крыло 3, с одинаковыми кинематическими схемами крыла, причём правое крыло 2 выполняет функцию правого фигурного лонжерона 3 прототипа, а левое крыло 3 выполняет функцию левого фигурного лонжерона 4 прототипа, одну общую «Г»-образную ось 4, вершина угла которой обращена от крыла взмаха 5 в сторону крыла маха 6, Фиг.1 и Фиг.2., в сторону продольной горизонтальной оси ($X_1 - X_1$), на внешней стороне которой расположена внешняя втулка 7, на внутреннем конце которой жестко закреплено коническое зубчатое колесо 8, а ближе к внешней стороне данной втулки (7) перпендикулярно её боковым поверхностям жестко прикреплён фигурный лонжерон 9, в то же время, на внутренней стороне «Г»-образной оси 4 расположена удлинённая втулка 10, на внутреннем конце которой жестко закреплено коническое зубчатое колесо 11, имеющее механический контакт с коническим зубчатым колесом 8, притом (на определённом удалении) от данного конического зубчатого колеса к внешним сторонам данной втулки (перпендикулярно к её боковым поверхностям) жестко прикреплён фигурный лонжерон 12, а на внешней стороне этой удлинённой втулки жестко закреплено ведомое зубчатое колесо 13, расположенное между двумя втулками: первой – внешней втулкой 14 левого бокового звена 15 «П»-образной рамы 16 и – второй внешней втулкой 17 с винтом–фиксатором 18 правого бокового звена 19, где данное звено «П»-образной рамы 16 и его вторая внешняя втулка 17 при помощи винта–фиксатора 18 жестко соедине-

ны в одно целое с ближним концом внутренней стороны «Г»-образной оси 4, к тому же, в первой внешней втулке 14 свободно вращается удлинённая втулка 10, а вышеизложенные боковые звенья 15 и 19 (с внешней их стороны) жестко соединены поперечным звеном 20, к внешней боковой части которого (перпендикулярно) жестко прикреплён рычаг 21 «П»-образной рамы 16 с втулкой рычага 22, где в серединной части левого бокового звена 15 расположена серединная левая втулка 23, а в серединной части правого бокового звена 19 расположена серединная правая втулка 24, внутри которых свободно расположен ведущий вал 25 с расположением на нём и жестко прикреплённым ведущим зубчатым колесом 26, расположенным на одной продольной оси ($X_2 - X_2$), с ведомым зубчатым колесом 13 и имеющим с ним механический контакт, причём ведущий вал 25 имеет свободное вращение в базовых втулках 27, 28, 29, 30, а его коническое зубчатое колесо 31 жестко прикреплено к данному валу между базовой втулкой 29 и 30 и передающей своё вращение ведомому валу 25 от горизонтального конического зубчатого колеса 32, где для углового изменения «П»-образной рамы 16, совместно с «Г»-образной осью 4, применён гидроцилиндр 33 с выдвигным штоком 34, а также с золотниковым переключателем 35 с ручкой управления 36 и промежуточной тягой 37, которая одним концом шарнирно соединена с втулкой штока 38, а другим своим концом с втулкой рычага 22.

Конец описания крыла пропеллерного типа для многокрылого летательного аппарата (МНОГОКРЫЛА) и его конструктивных особенностей

Описание работы крыла пропеллерного типа многокрылого летательного аппарата в полётном горизонтальном режиме

Вращение ведущего вала 25 совместно с ведущим зубчатым колесом 26 поступает от горизонтального конического зубчатого колеса 32 через коническое зубчатое колесо 31, далее зубчатое колесо 26 передаёт своё вращение ведомому зубчатому колесу 13 удлинённой втулки 10 свободно вращающейся на внутренней стороне «Г»-образной оси 4, далее ведомое зубчатое колесо 13, расположенное под определённым углом α к коническому зубчатому колесу 8, и жестко прикреплено к внешней втулке 7 свободно вращающейся на внешней стороне «Г»-образной оси 4, передаёт своё вращение коническому зубчатому колесу 8 с параллельной ориентацией между собой фигурного лонжерона 9 и 12, при этом, биссектрисная ось крыла маха 6 совпадает с продольной осью ($X_1 - X_1$) и удерживается в этом положении, при фиксированном положении выдвигного штока 34 и нейтральном положении ручки переключения 36 левого крыла 3, такое же нейтральное положение должна сохранять и ручка переключения 36 правого крыла 2 летательного аппарата, Фиг.1 и Фиг.2.

Конец описания работы крыла пропеллерного типа многокрылого летательного аппарата в полётном горизонтальном режиме

Описание работы крыла пропеллерного типа многокрылого летательного аппарата в режим набора высоты полёта

Для перевода биссектрисной оси крыла маха 6 вверх, т.е. для перевода летательного аппарата в набор высоты, необходимо ручку переключения 36 наклонить вправо, в результате чего, выдвижной шток 34 гидроцилиндра 33 опустится вниз, перемещая «Г»-образную ось 4 и её удлинённую втулку 10 вверх относительно ведущего вала 25, на угол α_1 , измеренного от исходного положения оси ($X_1 - X_1$). Одновременно с этим, ведомое зубчатое колесо 13 переместится вдоль зубчатой поверхности ведущего зубчатого колеса 26 поворачивая вместе с собой удлинённую втулку 10 и биссектрисную ось крыла маха против часовой стрелки на дополнительный угол α_2 , таким образом, переводя биссектрисную ось крыла маха 6 вверх на суммарный угол ($+\alpha_3$), одновременно с переводом ручки переключения 36 левого крыла 3 вправо необходимо (также одновременно) наклонить ручку переключения правого крыла 2 данного летательного аппарата 1 тоже вправо, Фиг.3 а).

Конец описания работы крыла пропеллерного типа многокрылового летательного аппарата в режим набора высоты полёта

Описание работы крыла пропеллерного типа многокрылового летательного аппарата в режим снижения (уменьшения высоты полёта)

Для перевода биссектрисной оси крыла маха 6 вниз для перевода летательного аппарата на снижение, необходимо ручку переключения 36 наклонить влево, в результате чего, выдвижной шток 34 гидроцилиндра 33 поднимется вверх, перемещая «Г»-образную ось 4 и её удлинённую втулку 10 вниз относительно ведущего вала 25 на угол α_4 , измеренного от исходного положения оси ($X_1 - X_1$), одновременно с этим, ведомое зубчатое колесо 13 переместится вдоль зубчатой поверхности ведущего зубчатого колеса 26 поворачивая вместе с собой удлинённую втулку 10 и биссектрисную ось крыла маха 6 по часовой стрелке на дополнительный угол α_5 , таким образом, переводя биссектрисную ось крыла маха вниз на суммарный угол ($-\alpha_6$), одновременно с переводом ручки переключения 36 левого крыла 3 влево необходимо (также одновременно) наклонить ручку переключения правого крыла 2 данного летательного аппарата 1 тоже влево, Фиг.3 б).

Конец описание работы крыла пропеллерного типа многокрылового летательного аппарата в режим снижения (уменьшения высоты полёта)

Описания работы крыла пропеллерного типа многокрылового летательного аппарата в режиме разворота летательного аппарата на месте

Для перевода летательного аппарата в разворот вправо необходимо биссектрисную ось левого крыла маха 3 перевести вниз для этого ручку переключения 36 наклонить вправо на расчётный угол ($-\alpha_6$), а для полного разворота на месте необходимо одновременно биссектрисную ось правого крыла маха 2 перевести вверх для этого ручку переключения 36 наклонить влево, т.е. на расчётный угол ($+\alpha_3$), а для перевода летательного аппарата влево необходимо биссектрисную ось правого крыла маха 2 перевести вниз, для

этого ручку переключения 36 наклонить вправо, т.е. на расчётный угол $(-\alpha_6)$, а для полного разворота на месте необходимо одновременно биссектрисную ось левого крыла 3 перевести вверх для этого ручку переключения 36 наклонить влево, т.е. на расчётный угол $(+\alpha_3)$.

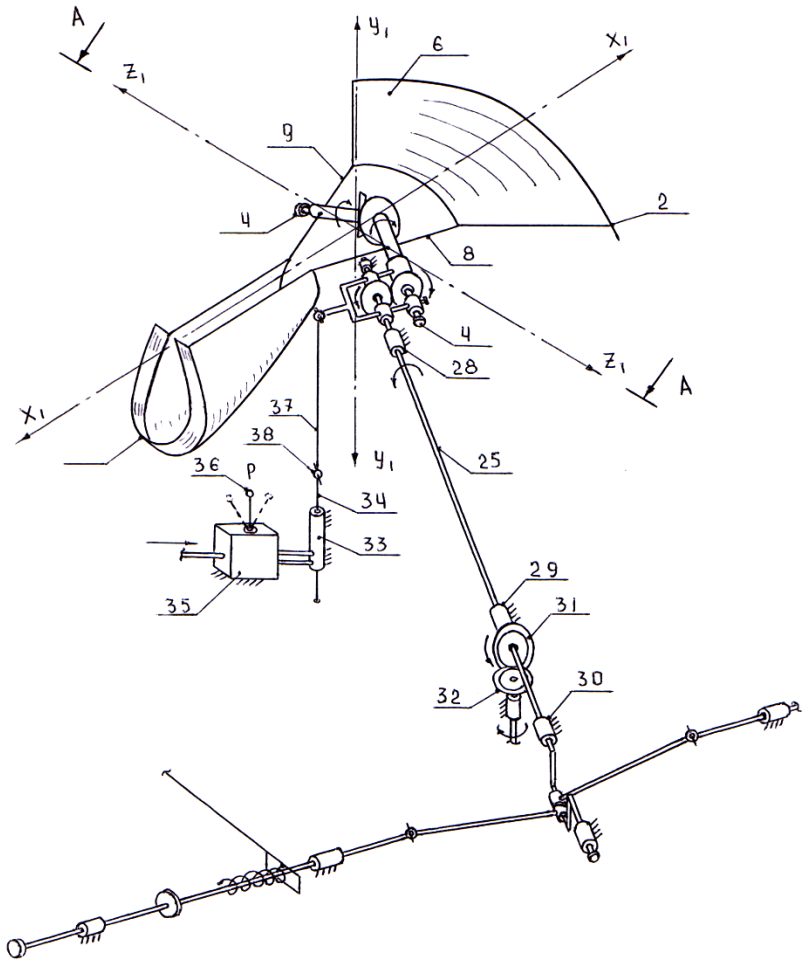
ПРИЛОЖЕНИЕ № 1

Перечень элементов и деталей крыла

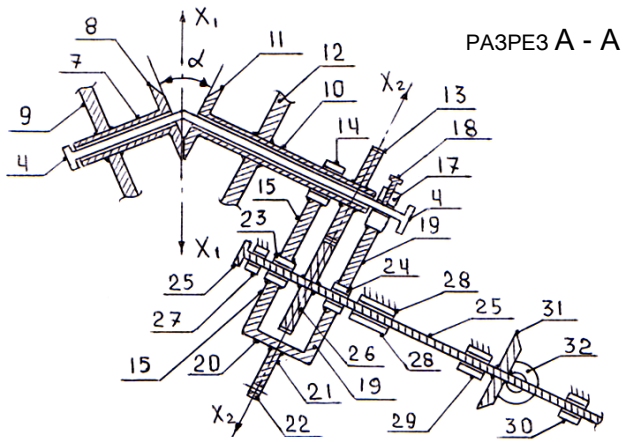
1. Корпус (фюзеляж с кабиной пилота) летательного аппарата.
2. Правое крыло летательного аппарата.
3. Левое крыло летательного аппарата.
4. «Г»-образная ось крыла.
5. Крыло взмаха.
6. Крыло маха.
7. Внешняя втулка «Г»-образной оси 4.
8. Коническое зубчатое колесо втулки 7.
9. Фигурный лонжерон втулки 7.
10. Удлиненная втулка «Г»-образной оси 4.
11. Коническое зубчатое колесо удлиненной втулки 10.
12. Фигурный лонжерон удлиненной втулки 10.
13. Ведомое зубчатое колесо удлиненной втулки 10.
14. Первая внешняя втулка звена 15.
15. Левое боковое звено «П»-образной рамы 16.
16. «П»-образная рама ведущего вала 25.
17. Вторая внешняя втулка звена 17.
18. Винт-фиксатор втулки 17.
19. Правое боковое звено «П»-образной рамы 16.
20. Поперечное звено «П»-образной рамы 16.
21. Рычаг «П»-образной рамы 16.
22. Втулка рычага 21.
23. Серединная левая втулка звена 15.
24. Серединная правая втулка звена 19.
25. Ведущий вал крыла пропеллерного типа.
26. Ведущее зубчатое колесо.
27. Базовая втулка ведущей оси 25.
28. Базовая втулка ведущей оси 25.
29. Базовая втулка ведущей оси 25.
30. Базовая втулка ведущей оси 25.
31. Коническое зубчатое колесо ведущего вала 25.
32. Горизонтальное коническое зубчатое колесо.
33. Базовый гидроцилиндр.
34. Выдвижной щиток гидроцилиндра 33.
35. Золотниковый переключатель гидроцилиндра 33.
36. Ручка переключения переключателя 35 (левого крыла 3 и правого крыла 2).
37. Соединительная промежуточная тяга.
38. Втулка штока 34. α – угол, образованный между коническим зубчатым колесом 11 и коническим зубчатым колесом 8 втулки 7.

ПРИЛОЖЕНИЕ № 2

Схемы механизмов и деталей



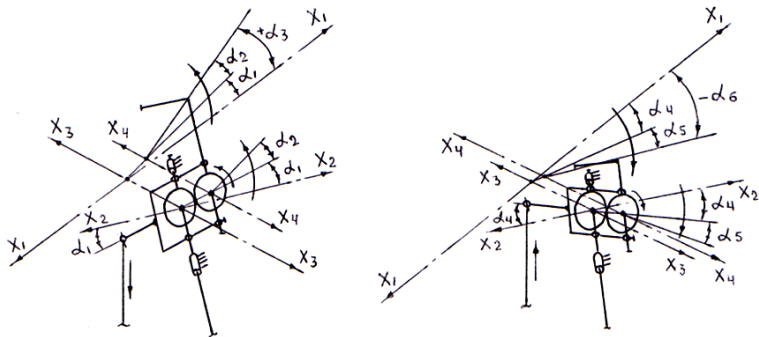
Фиг. 1



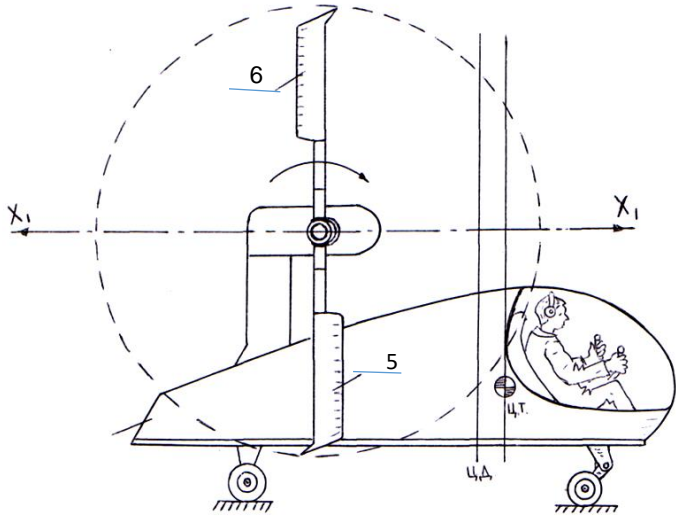
Фиг.2

а)

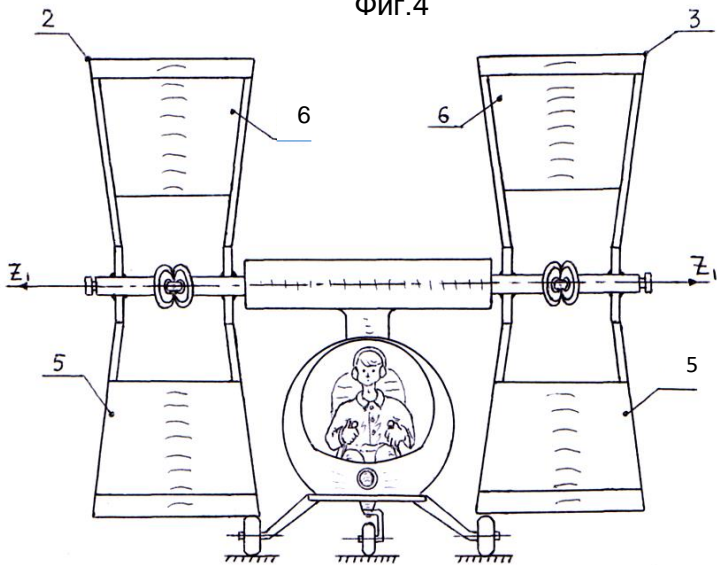
б)



Фиг.3



Фиг. 4



Фиг. 5

ЛОНЖЕРОНОМ ВЕЕРНОЙ СХЕМЫ
(«ЧЕТВЁРТЫЙ ЭФФЕКТ КРЫЛА»)

*Описания идеи «Крыла пропеллерного типа
с многозвенным лонжероном веерной схемы»*

4. В данном типе крыла присутствует описываемый ниже **четвёртый эффект крыла** (летающих, плавающих видов млекопитающих), обозначенный как эффект крыла **№ 4**.

Полезная модель «Крыла пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы» относится к области летательных аппаратов с машущими крыльями (ЛАМК).

Предполагаемое крыло пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы с каркасом крыла открытого типа позволяет произвести замену общего купола крыла на несколько куполов усечённого размера, т.е., меньшей площади из-за меньшего поперечного расстояния между каждой парой лонжеронного звена по причине веерной схемы крыла (принцип устройства веера), что значительно уменьшает разрывную силу, возникающую при раскрытии крыла на нитевую структуру данного усечённого купола, а это влечёт за собой увеличение рабочего ресурса данного купола, а значит и всего крыла. В данной веерной схеме лонжеронного крыла маха и взмаха, в зоне его рабочей поверхности крыла, предусматривается применение дополнительных лонжеронных звеньев включая лонжеронную часть левого и правого фигурного лонжерона с профильным сечением в виде «Г»-образной формы, т.е., с вертикальной и верхней горизонтальной полкой, а также предусматривается образование по всей длине лонжеронного звена воздушного канала конусной формы с переменным его поперечным сечением «П»-образной формы от меньшего к большему, верхняя поверхность которого образована путём жесткого крепления несущей поверхности крыла к верхней горизонтальной полке данной пары лонжеронных звеньев с открытой своей частью со стороны набегающего потока, причём, в месте крепления ленточного фиксатора к верхней горизонтальной полке лонжеронного звена, в первую очередь, жёстко крепится данный фиксатор, а затем жёстко крепится несущая поверхность крыла, где ленточный фиксатор, при полном раскрытии крыла, которое достигается в конце первой половины маха, фиксирует в поперечном (расчётном) положении каждое лонжеронное звено крыла и которое, при виде крыла в плане, напоминает вид раскрывшегося веера с конусообразными каналами, ориентированными своим узким (начальным) поперечным сечением на внутреннюю сторону фигурного лонжерона крыла маха и взмаха, а своим широким (конечным) сечением ориентирован на внешнюю часть крыла (козырёк крыла), по которому протекает воздушный поток «пря-

мого действия», а в канал, образовавшийся в биссектрисной части крыла, протекает воздушный поток «обратного действия», где особенностью каждого такого канала конусообразной формы (воздушного канала), является роль «усилителя» статического давления (**Рст.**) при протекании по нему воздушного потока (воздушной струи), который наполняется от встречного (набегающего на крыло) воздушного потока в режиме маха крыла, т.е., когда происходит движение воздушной струи вдоль канала, от его начала с узким его поперечным сечением, в сторону с широким его поперечным сечением, по Закону «О неразрывности струи», при увеличении её поперечного сечения, воздушная струя в канале замедляет свою скорость движения, а далее по «Закону Бернулли» - в замедляющейся скорости струи (потока) - происходит увеличение значения статического (бокового) давления (**Рст.**), а это значит и увеличение данного давления под основной площадью крыла маха со стороны набегающего воздушного потока, что и является **четвёртым по счёту основным эффектом крыла птицы и насекомого**, которые непосредственно в полёте формируют конусообразные воздушные каналы для использования «закона Бернулли», в которых в зависимости от режима полёта дополнительно меняется и глубина данного канала по принципу – чем «глубже» канал, тем больше значение статического давления (**+Рст.**) и наоборот – чем «мельче» канал, тем меньше значение статического давления (**- Рст.**), причём, применение на внешней стороне крыла дополнительной несущей поверхности крыла в виде «козырька» с углом наклона 50° - 60° в сторону набегающего потока воздуха, даёт дополнительное увеличение общего профильного сопротивления крыла на 15%.

Мною за прототип взято «Крыло пропеллерного типа для многокрылого (**Крыло Костикова**) Патент РФ на полезную модель **N 177244 от 24 июля 2017 года**, опубликовано 14 февраля 2018 года.

Конец описания идеи «Крыла пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы»

Начало описания Формулы крыла

Крыло пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы, имеющим: «Г»-образную ось, на каждой стороне которой расположены по одной цилиндрической втулке, к внутренним концам которых жестко прикреплены колёса с коническим зубом, находящиеся в зубчатом зацеплении друг с другом, рядом с которыми расположены (жестко прикреплены) внутренние концы левых фигурных лонжеронов крыла маха и взмаха – к боковым противоположным сторонам под прямым углом к левой втулке, а внутренние правые концы правых фигурных лонжеронов крыла маха и взмаха – к боковым противоположным сторонам под прямым углом к правой втулке, между внешними концами которых прикреплена эластичная поверхность, тем са-

мым образуя крыло маха и крыло взмаха, отличающихся тем, что на каждом фигурном лонжероне крыла маха и крыла взмаха расположены по три втулки (первая, вторая и третья), где первая и вторая втулки жестко соединены промежуточным звеном, вторая и третья втулки жестко соединены горизонтальной полкой лонжеронного звена первого ряда, при этом, одним своим концом крепится к правой втулке, а другим своим концом крепится к фигурному лонжерону, к которому также жестко прикреплена демпфирующая пружина, в тоже время, к этой же втулке, к её боковой стороне, обращённой к биссектрисной оси в вертикальном положении жёстко прикреплена рама-ось, на внешней стороне которой расположены поочерёдно по вертикали оси втулки лонжеронных звеньев с их стержнями (от второго до пятого ряда), при этом, к внешнему концу лонжерона пятого ряда в продолжение его, жестко прикреплён силовой стержень, к наружному концу которого своей боковой поверхностью в вертикальном положении, жестко прикреплена втулка с расположенной в ней вертикальной осью; дополнительно, к внешнему концу лонжеронного звена с углом наклона в сторону движения крыла под углом $50^\circ - 60^\circ$, жёстко прикреплён «kozyрёк» лонжеронного типа с профильным сечением как и лонжеронного звена в виде «Г»-образной формы с его горизонтальной и вертикальной полками, первая из которых в лонжеронном звене используется для крепления к ней ленточного фиксатора лонжеронных звеньев для обеспечения между собой расчётного интервала и синхронного расхождения между собой в режиме маха крыла и для крепления рабочей поверхности (парусинового полотна), а вертикальные полки являются боковой стенкой конусообразного канала крыла, так как, расположение горизонтальных полок соответствует их втулкам, расположенным по вертикали на раме-оси, где горизонтальная полка лонжеронного звена пятого ряда относится к верхней втулке и находится выше горизонтальной полки лонжеронного звена четвёртого ряда и т.д., до лонжеронного звена первого ряда.

Недостатком данной полезной модели является применение схемы крыла с единой площадью купола, имеющего большой размер, вдоль биссектрисной оси в режиме маха:

- крыло имеет удлинение воздушного канала малой величины, что способствует малой величине статического давления согласно «Закону Бернулли»;
- при резком раскрытии купола крыла в режиме маха крыла, вся величина профильного сопротивления всего крыла передаётся на нитевую структуру, расположенную в местах крепления с фигурными лонжеронами, что значительно уменьшает рабочий ресурс купола крыла;
- при полном закрытии купола крыла в режиме взмаха крыла образуется высота сложенной поверхности значительных размеров, что способствует созданию большей величины бокового профильного сопротивления крыла при вращении летательного аппарата вокруг

своей вертикальной оси, что, в свою очередь, замедляет угловое вращение данного аппарата.

Технической задачей, на которую направлено заявленное патентное решение, является увеличение профильного сопротивления крыла при той же проекционной площади в режиме первой половине маха крыла, т.е., увеличения КПД крыла в режиме маха.

Техническое решение данной проблемы достигается за счёт установки дополнительных лонжеронных звеньев к фигурному лонжерону с возможностью получения конусообразных каналов по веерной схеме в несущей плоскости крыла в режиме его маха.

Предлагаемое крыло пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы с каркасом крыла открытого типа за счёт его большой эффективности несущей поверхности в режиме маха крыла позволяет: при меньших размерах крыла получить значительно большую суммарную результирующую силу сопротивления крыла по отношению крыла прототипа с меньшей биссектрисной длиной крыла, т.е., при меньшей биссектрисной длине крыла можно применить более укороченные стойки шасси, а с более низким расположением центра тяжести (**ЦТ**) массы летательного аппарата будет и более устойчивое его положение на земной поверхности (на стоянке и рулении), а также уменьшение площади боковой поверхности у крыла веерной схемы, позволят летательному аппарату осуществлять угловые развороты в полёте вокруг своей вертикальной оси более быстро по сравнению с прототипом, при этом, большая эффективность веерной схемы с конусообразными в ней воздушными каналами крыла образует в период маха крыла и птицы и её хвостового оперения в режиме её взлёта и посадки, а также в крыле насекомого в режиме маха крыла, а в водной среде присутствует в плавниках и хвостовом оперении рыб в период их движения, а также в лапках гусей и уток в период их движения вдоль поверхности воды и в пере семени клёна.

Полезная модель поясняется чертежами (схемами):

На Фиг. 1. изображен общий вид схемы крыла.

На Фиг. 2. изображена скелетная схема крыла без рабочей поверхности.

На Фиг. 3. изображена скелетная схема крыла внешнего фигурного лонжерона крыла маха и взмаха.

На Фиг. 4. изображена скелетная крыла внутреннего фигурного лонжерона крыла маха и взмаха.

На Фиг.5. изображен общий вид удлинённой втулки и укороченной втулки расположенных на «Г»-образной оси крыла с прикреплёнными к ним фигурными лонжеронами крыла маха и взмаха.

На Фиг. 6. изображена упрощённая схема крыла маха в разрезе **А - А**.

На Фиг. 7. изображена схема лонжеронного звена первого ряда крыла взмаха.

На Фиг. 8. изображена схема лонжеронного звена пятого ряда крыла взмаха. На Фиг. 9. изображена схема взаимного расположения силовых элементов крыла маха относительно первой втулки внешнего фигурного лонжерона.

Конец описания Формулы

Начало описания крыла

Упрощённая общая кинематическая схема крыла 1 (на примере левого крыла летательного аппарата) одновременно содержит крыло маха 2 и крыло взмаха 3, меняющихся местами друг с другом при вращении втулки 5 и 7 на «Г»-образной оси 4, фигурные лонжероны которых: 9, 59; 34, 82, зеркально расположенных вдоль общей биссектрисной оси $X - X$, Фиг. 5, где совместно с удлинённой втулкой 5 и укороченной втулкой 7 с их коническими зубчатыми колёсами 6 и 8 жёстко закреплёнными на них вместе с фигурными лонжеронами по схеме, изображённой на Фиг. 1, Фиг. 2 и Фиг. 5, причём, на определённом удалении от боковой поверхности укороченной втулки 7 - на её внешнем фигурном лонжероне 9 крыла маха 2 с расчётным интервалом и последовательно друг за другом - располагаются: первая втулка 15, вторая втулка 16 и третья втулка 17, при этом, втулки 15 и 16 жёстко скреплены между собой промежуточным звеном 20, а втулки 16 и 17 жёстко скреплены между собой лонжеронным звеном первого ряда 10, в свою очередь, в вертикальном положении к внутренней стороне втулки 15 и обращённой в сторону биссектрисной оси $X - X$ жёстко прикреплена рамка-ось 19, здесь же, между втулкой 15 и внешним фигурным лонжероном жёстко прикреплена демпфирующая пружина 18, Фиг. 2, Фиг. 3 и Фиг. 5, по данной схеме, изложенной на Фиг. 5, а также от противоположной боковой поверхности укороченной втулки 7 - на её внешнем фигурном лонжероне 34 крыла взмаха 3 - с расчётным интервалом и последовательно друг за другом - располагаются: первая втулка 40, вторая втулка 41 и третья втулка 42, при этом, втулки 40 и 41 жёстко скреплены между собой промежуточным звеном 45, а втулки 41 и 42 жёстко скреплены между собой лонжеронным звеном первого ряда 35, в свою очередь, в вертикальном положении к внутренней стороне втулки 40 и обращённой в сторону биссектрисной оси $X - X$ жёстко прикреплена рамка-ось 44, здесь же, между втулкой 40 и внешним фигурным лонжероном 34 жёстко прикреплена демпфирующая пружина 43, Фиг. 2, Фиг. 3 и Фиг. 5, а на другой стороне крыла маха относительно биссектрисной оси $X - X$ на определённом удалении от боковой поверхности удлинённой втулки 5 - на её внутреннем фигурном лонжероне 59 крыла маха 2 с расчётным интервалом последовательно друг за другом - располагаются: первая втулка 65, вторая втулка 66 и третья втулка 67, причём, втулки 65 и 66 жёстко скреплены между собой промежуточным звеном 70, а втулки 66 и 67 жёстко скреплены меж-

ду собой лонжеронным звеном первого ряда 60, в свою очередь, в вертикальном положении к внутренней стороне втулки 65 и обращённой в сторону биссектрисной оси $X - X$ жёстко прикреплена рамка-ось 69, здесь же, между втулкой 65 внутренним фигурным лонжероном 59 жёстко прикреплена демпфирующая пружина 68, Фиг. 2, Фиг. 4 и Фиг. 5, по данной схеме, изложенной на Фиг. 5, также от противоположной боковой поверхности удлинённой втулки 5 - на её внутреннем фигурном лонжероне 82 крыла взмаха 3 с расчётным интервалом и последовательно друг за другом - располагаются: первая втулка 88, вторая втулка 89 и третья втулка 90, при этом, втулки 88 и 89 жёстко скреплены между собой промежуточным звеном 93, а втулки 89 и 90 жёстко скреплены между собой лонжеронным звеном первого ряда 83, в свою очередь, между втулкой 88 и внутренним фигурным лонжероном жёстко прикреплена демпфирующая пружина 91, здесь же, в вертикальном положении к внутренней стороне втулки 88 и обращённой в сторону биссектрисной оси $X - X$ жёстко прикреплена рамка-ось 92, где её противоположная сторона выполняет роль оси, на которой в последовательности друг за другом и сверху вниз расположены: втулка 98 с силовым стержнем 94, жёстко прикреплённым одним своим концом к данной втулке, а другим своим концом жёстко прикреплён к лонжеронному звену второго ряда 84 крыла взмаха 3; втулка 99 с силовым стержнем 95, жёстко прикреплённым одним своим концом к данной втулке, а другим своим концом жёстко прикреплён к лонжеронному звену третьего ряда 85; втулка 100 с силовым стержнем 96, жёстко прикреплённым одним своим концом к данной втулке, а другим своим концом жёстко прикреплён к лонжеронному звену четвёртого ряда 86; втулка 101 с силовым стержнем 97, жёстко прикреплённым одним своим концом к данной втулке, а другим своим концом жёстко прикреплён к лонжеронному звену пятого ряда 87, к внешнему концу которого одним своим концом жёстко прикреплён внешний силовой стержень 102, а другим своим концом жёстко прикреплён к боковой вертикальной стороне втулки 103, внутри которой вертикально расположена ось 56, Фиг. 2, Фиг. 4, Фиг. 5. В тоже время, на противоположной вертикальной стороне рамки-оси 69 втулки 65 крыла маха 2 (по той же схеме и в той же последовательности друг за другом по направлению снизу вверх) расположены втулки: 75, 76, 77, 78 соответственно, к которым одним своим концом жёстко прикреплены силовые стержни: 71, 72, 73, 74 соответственно, а другим своим концом они жёстко прикреплены к лонжеронному звену второго ряда 61, третьего ряда 62, четвёртого ряда 63 и пятого ряда 64 соответственно, к внешнему концу лонжеронного звена одним своим концом жёстко прикреплён силовой стержень 79, а другим своим концом он жёстко прикреплён к боковой вертикальной стороне втулки 80, внутри которой вертикально расположена ось 31, Фиг. 2, Фиг. 4 и Фиг. 5. Далее, на противоположной вертикальной стороне рамки-оси 19 втулки 15 (по той же схе-

ме и в той же последовательности по направлению снизу вверх) на её вертикальной стороне расположены втулки: 25, 26, 27 и 28 соответственно, к которым одним своим концом жёстко прикреплены силовые стержни: 21, 22, 23 и 24 соответственно, а другим своим концом они жёстко прикреплены к лонжеронному звену второго ряда 11, третьего ряда 12, четвёртого ряда 13 и пятого ряда 14 соответственно, а к внешнему концу лонжеронного звена одним своим концом жёстко прикреплён силовой стержень 29, а другим своим концом он жёстко прикреплён к боковой вертикальной стороне втулки 30, внутри которой вертикально расположена ось 31, Фиг. 2, Фиг. 3, Фиг. 5 и Фиг. 9.

Далее на противоположной стороне рамки-оси 44 втулки 40 крыла взмаха 3 (по той же схеме и в той же последовательности по направлению снизу вверх), на её вертикальной стороне расположены втулки: 50, 51, 52 и 53 соответственно, к которым одним своим концом жёстко прикреплены силовые стержни: 46, 47, 48 и 49 соответственно, а другим своим концом они жёстко прикреплены к лонжеронному звену: второго ряда 36, третьего ряда 37, четвёртого ряда 38 и пятого ряда 39 соответственно, а к внешнему концу лонжеронного звена одним своим концом жёстко прикреплён силовой стержень 54, а другим своим концом он жёстко прикреплён к боковой вертикальной стороне втулки 55, внутри которой вертикально расположена ось 56, Фиг. 2, Фиг. 3, Фиг. 5, при этом, к верхней горизонтальной полке лонжеронного звена первого ряда 10 крыла маха 2 с начальной точкой крепления 33, лонжеронного звена второго ряда 11, лонжеронного звена третьего ряда 12, лонжеронного звена четвёртого ряда 13, лонжеронного звена пятого ряда 14, рамки-оси 19, а также лонжеронного звена пятого ряда 64, лонжеронного звена четвёртого ряда 63, лонжеронного звена третьего ряда 62, лонжеронного звена второго ряда 61 и лонжеронного звена первого ряда 60 рамки-оси 69 с конечной точкой крепления 81, жёстко прикреплён ленточный фиксатор 32, а сверху него - к тем же верхним горизонтальным полкам лонжеронного звена с их «козырьками»: 10, 11, 12, 13, 14; 64, 63, 62, 61 и 60 по всей их длине - жёстко прикреплена рабочая эластичная поверхность 105 крыла маха 2, Фиг. 1, Фиг. 2, Фиг. 3, Фиг.4 и Фиг. 6, а к верхней горизонтальной полке лонжеронного звена первого ряда 35 крыла взмаха 3 с начальной точкой крепления 58, лонжеронного звена второго ряда 36, лонжеронного звена третьего ряда 37, лонжеронного звена четвёртого ряда 38 и лонжеронного звена пятого ряда 39, рамки-оси 44, а также лонжеронного звена пятого ряда 87, лонжеронного звена четвёртого ряда 86, лонжеронного звена третьего ряда 85, лонжеронного звена второго ряда 84, лонжеронного звена первого ряда 83 с конечной точкой крепления 104, рамы-оси 92 крыла взмаха 3, жёстко прикреплён ленточный фиксатор 57, а сверху его - к тем же горизонтальным полкам по всей длине лонжеронных звеньев: 35, 36, 37, 38, 39; 87, 86, 85, 84, и 93 с их «козырьками» - жёстко прикреплена рабочая эластичная поверх-

ность 115 крыла взмаха 3, Фиг. 1, Фиг. 2, Фиг.3, Фиг.4 и Фиг. 7, где каждая пара вертикальных полок лонжеронных звеньев, к примеру: 10 – 11, 11 – 12, 12 – 13, 13 – 14; 14 – 64, 64 – 63, 63 – 62, 62 – 61 и 61 – 60, Фиг. 6, совместно с верхним расположением рабочей эластичной поверхности 105 крыла маха 2, образуют - в режиме полного раскрытия крыла, Фиг. 1, конусообразные воздушные каналы веерной схемы: 106, 107, 108, 109, 110, 111, 112, 113 и 114 с образованием «П»-образного профиля открытого типа с открытой стороной со стороны набегающего воздушного потока на крыло, вдоль которых раздельно друг от друга, происходит перетекание движения воздушной струи от начальной загруженной части канала в сторону расширенной части канала (наружной) в режиме маха крыла, причём, в режиме взмаха крыла, за счёт вертикального (ярусного) расположения горизонтальных полок лонжеронных звеньев (по веерной схеме), т.е., друг над другом, Фиг. 9, происходит полное сложение рабочей поверхности 115 в каждом конусообразном воздушном канале крыла взмаха 3, Фиг. 1, Фиг. 2, Фиг. 3 и Фиг.4. При синхронном вращении удлинённой втулки 5 совместно с укороченной втулкой 7 на «Г»-образной оси 4 вместе с ними происходит круговое вращение их фигурного лонжерона 9 и 59 крыла маха 2 от углового начала 0° до конечного угла π рад, а также фигурного лонжерона 34 и 82 крыла взмаха 3 от углового начала π рад. до конечного угла 0° , Фиг. 1 и Фиг.2, в результате чего, при достижении крылом маха 2 и крылом взмаха 3 линии биссектрисной оси **X – X**, Фиг. 5, крыло маха достигает своего максимального поперечного расширения с максимальной проекционной площадью 105, а крыло взмаха достигает своего минимального поперечного расширения с проекционной площадью 115, при этом, левый «пакет» лонжеронных звеньев: 10, 11, 12, 13 и 14 фигурного лонжерона 9, где их наружные «козырьковые» концы, направленные в сторону от «Г»-образной оси 4, а в поперечном направлении они расположены по веерной схеме с фиксацией своего расчётного положения каждого лонжеронного звена при помощи левой части ленточного фиксатора лонжерона 32 с начальной точкой его крепления 33, а правый «пакет» лонжеронных звеньев: 60, 61, 62, 63, и 64 фигурного лонжерона 59, где их наружные «козырьковые» концы, направленные в сторону от «Г»-образной оси 4, а в поперечном направлении они расположены по веерной схеме с фиксацией своего расчётного положения каждого лонжеронного звена при помощи правой части ленточного фиксатора лонжерона 32 с конечной точкой его крепления 81, причём, веерное расположение лонжеронных звеньев формируется при расхождении в поперечном направлении фигурных лонжеронов 9 и 59 и «биссектрисных» лонжеронных звеньев 14 и 64 относительно их общей наружной оси 31, в результате чего, в крыле маха 2 - с учётом верхнего расположения рабочей поверхности 105 крыла над лонжеронными звеньями обоих «пакетов» - образуются конусообразные воздушные каналы: 106, 107, 108, 109,

111, 112, 113 и 114 максимального объёма, здесь же, в районе биссектрисной оси, за счёт лонжеронного звена 14 и 64, образуется дополнительный конусообразный воздушный канал 110 с противоположным направлением от всех остальных лонжеронных звеньев (воздушных каналов), Фиг. 1, Фиг. 2, Фиг. 3, Фиг. 4 и Фиг. 6.

Конец описания крыла

Начало описания образования четвёртого эффекта крыла

Известно, что максимальное купольное профильное сопротивление прототипа, в котором присутствовал один общий куполообразный канал в крыле маха и крыле взмаха с малой биссектрисой длиной и с большим поперечным сечением наружной и начальной части купола, где соотношение длины его вдоль биссектрисной оси $X - X$ крыла к его наружному поперечному сечению составляет 0,6 единицы, а полученный во время испытания модели коэффициент профильного сопротивления (**C_x**) данного купола крыла составил величину равную 3,92 единицы, что является средним показателем крыла птицы, имеющей веерную схему крыла в режиме маха, причём, у птиц и насекомых, после образования в их крыле конусообразных воздушных каналов, соотношение биссектрисной длины воздушного канала к ширине поперечного сечения данного канала, расположенного на наружной части крыла, составляет от 5 до 10 единиц, с учётом переменной глубины воздушного канала вдоль его биссектрисной длины, где большая глубина канала приходится на начальную его часть, а меньшая глубина канала приходится на наружную его часть, что позволяет крылу птицы получить суммарное профильное сопротивление крыла от всех воздушных каналов при взлёте и посадке с величиной коэффициента профильного сопротивления (**C_x**) равному 6-и единицам (см. «Аэродинамика птиц-парителей», стр. 44, автор И. Н. Виноградов, 1951 год, г. Москва).

В предлагаемой веерной схеме крыла величина коэффициента профильного сопротивления (**C_x**) составила на 40 и более процентов от величины коэффициента профильного сопротивления (**C_x**) купольного крыла прототипа, где геометрические размеры конусообразных воздушных каналов на примере одного «пакета» лонжеронных звеньев составили:

- для воздушного канала 106 (в соотношении биссектрисной длины канала к его поперечному сечению), расположенному на наружной его части равную 3,75 единицы, Фиг. 1;
- для воздушного канала второго порядка 107 составило величину равную 3,8 единицы;
- для воздушного канала третьего порядка 108 составило величину равную 3,85 единицы;
- для воздушного канала четвёртого порядка 109 составило величину равную 3,9 единиц;
- для воздушного канала пятого порядка составило величину равную 1,55 единиц;

при этом, высота «козырька», расположенного на наружной части лонжеронного звена, в соотношении биссектрисной длины воздушного канала четвёртого порядка к высоте «козырька», составило величину равную 1,55 единиц,

а угол наклона «козырька», отклонённого в сторону набегающего воздушного потока, составило 55° , где высота полки лонжеронного звена составила величину 23 мм.

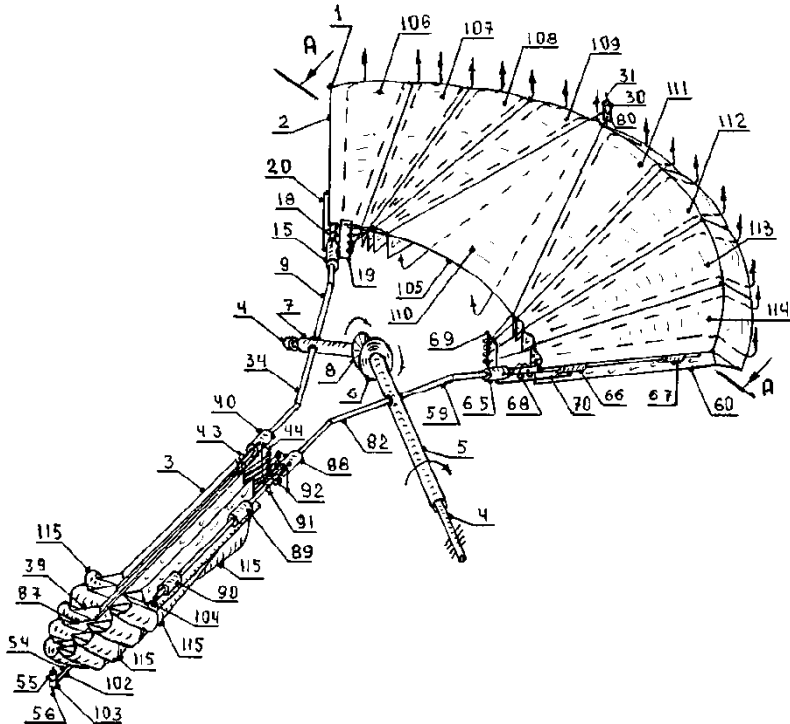
Повышение эффективности предлагаемого крыла пропеллерного типа с веерной схемой лонжеронных звеньев объясняется с помощью «Закона о неразрывности струи». Во время движения струи воздуха вдоль увеличивающего поперечного сечения воздушного канала с уменьшением её поступательной скорости при подходе струи к внешней части конусообразного воздушного канала, причём, согласно «Закону Бернулли», при замедлении поступательной скорости струи воздуха, в данном объёме струи увеличивается значение статического (бокового) давления (**Рстат.**) струи воздуха, что способствует увеличению профильного сопротивления крыла маха 2 при приближении его к биссектрисной оси **X – X**, Фиг. 1, Фиг. 2, Фиг. 3, Фиг. 4, Фиг. 5, Фиг. 6, Фиг. 7, Фиг. 8 и Фиг. 9.

Конец описания образования четвёртого эффекта крыла

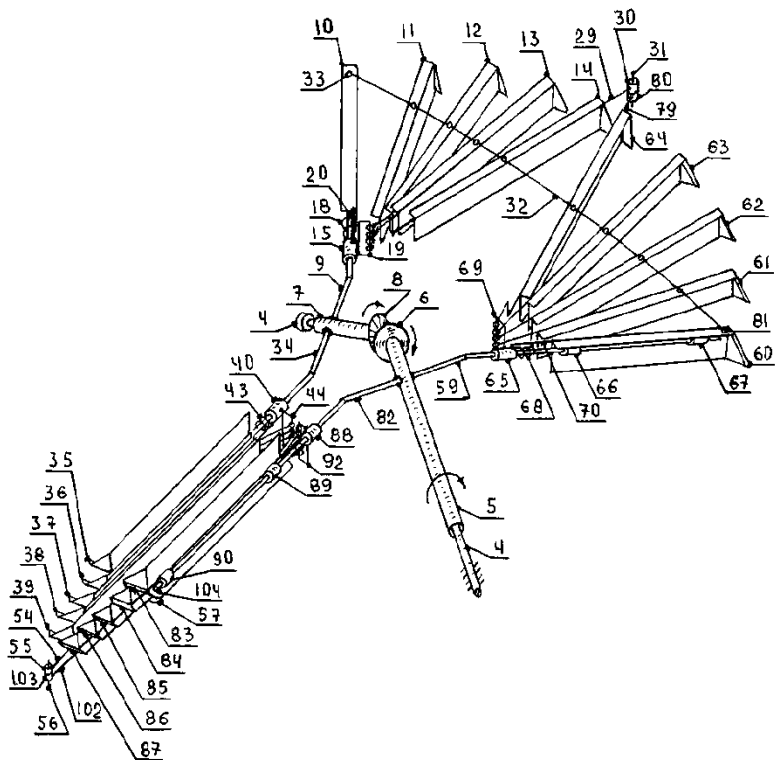
Описание схем крыла пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

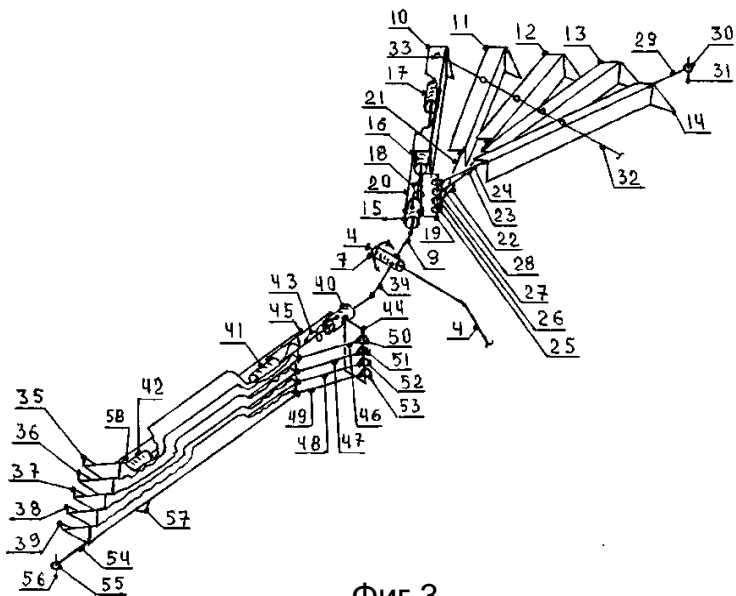
Схемы крыла пропеллерного типа с многозвенным лонжероном
верной схемы (Фиг. 1 – Фиг. 9)



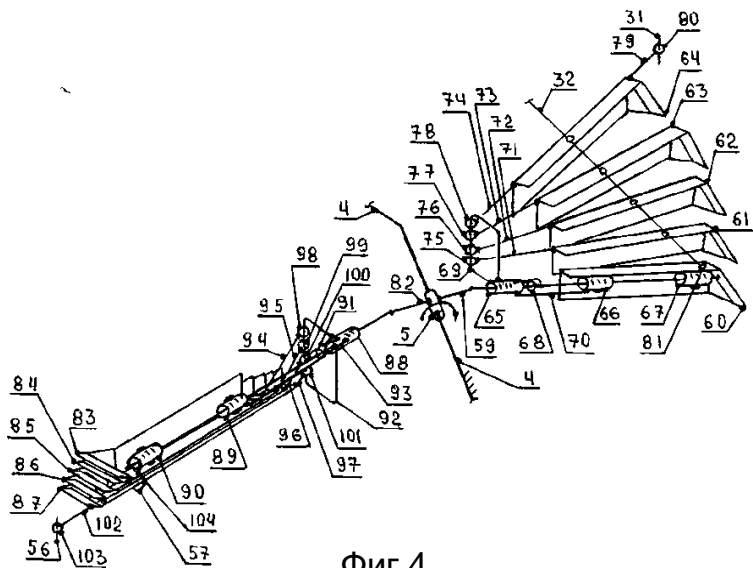
Фиг.1



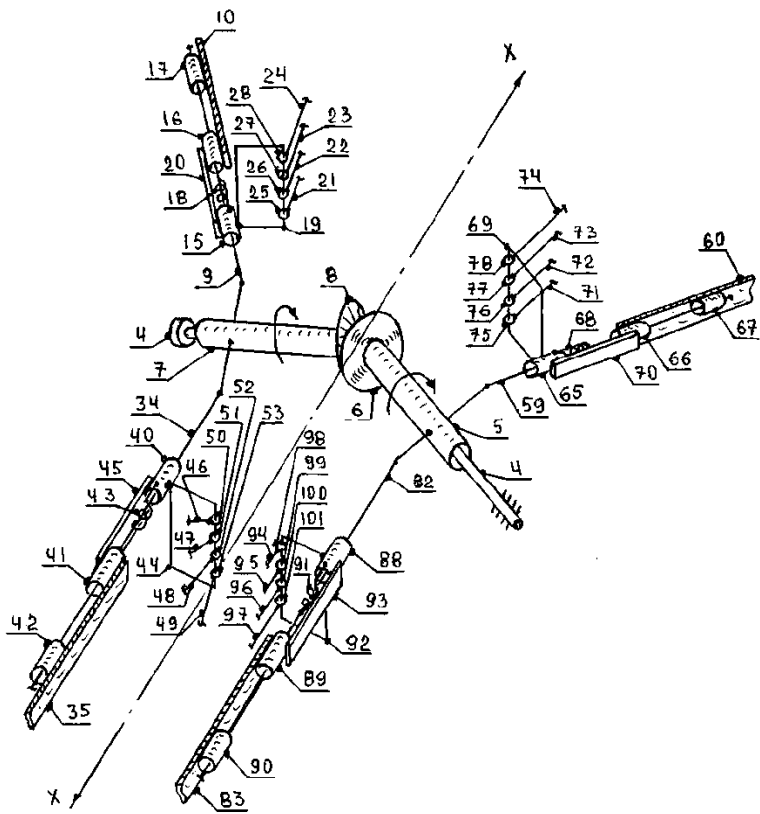
Фиг.2



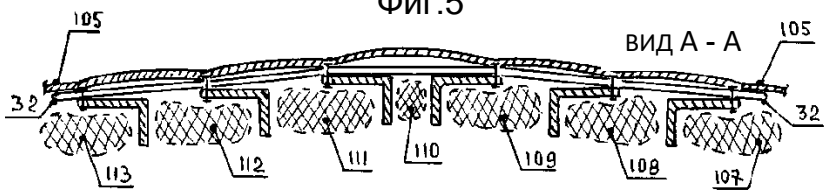
Фиг.3



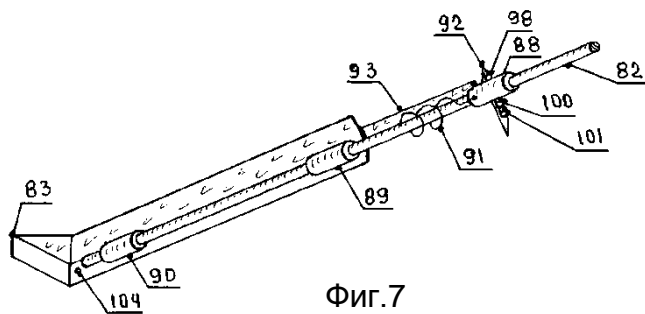
Фиг.4



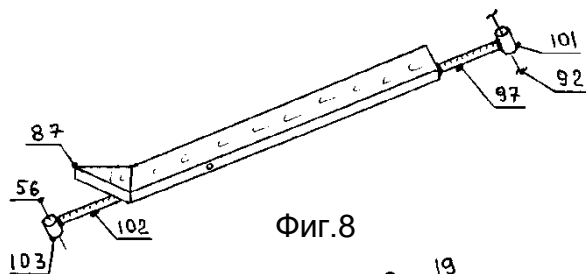
ФИГ.5



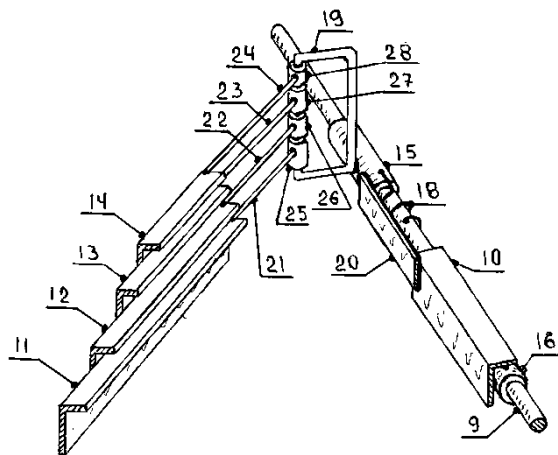
ФИГ.6



Фиг.7



Фиг.8



Фиг.9

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Перечень механизмов и деталей управляемого крыла пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы

1. Крыло
2. Крыло маха.
3. Крыло взмаха.
4. «Г»-образная ось крыла.
5. Удлиненная втулка оси 4.
6. Коническое зубчатое колесо втулки 5.
7. Укороченная втулка оси 4.
8. Коническое зубчатое колесо втулки 7.
9. Внешний фигурный лонжерон втулки 7 крыла маха 2.
10. Лонжеронное звено первого ряда крыла маха 2.
11. Лонжеронное звено второго ряда крыла маха 2.
12. Лонжеронное звено третьего ряда крыла маха 2.
13. Лонжеронное звено четвертого ряда крыла маха 2.
14. Лонжеронное звено пятого ряда крыла маха 2.
15. Первая втулка внешнего фигурного лонжерона 9 крыла маха 2.
16. Вторая втулка внешнего фигурного лонжерона 9 крыла маха 2.
17. Третья втулка внешнего фигурного лонжерона 9 крыла маха 2.
18. Демпфирующая пружина втулки 15.
19. Рама-ось втулки 15.
20. Промежуточное звено втулок 15 и 16.
21. Силовой стержень лонжеронного звена 11.
22. Силовой стержень лонжеронного звена 12.
23. Силовой стержень лонжеронного звена 13.
24. Силовой стержень лонжеронного звена 14.
25. Втулка стержня 21 рамы-оси 19.
26. Втулка стержня 22 рамы-оси 19.
27. Втулка стержня 23 рамы-оси 19.
28. Втулка стержня 24 рамы-оси 19.
29. Внешний силовой стержень лонжерона звена 14.
30. Втулка стержня 29.
31. Ось втулки 30 и 80.
32. Ленточный фиксатор лонжеронного звена: 10, 11, 12, 13, 14 и 60, 61, 62, 63, 64 крыла маха 2 (тесьма эластичная).
33. Начальная точка крепления ленточного фиксатора 32 на лонжеронном звене 10.
34. Внешний фигурный лонжерон втулки 7 крыла взмаха 3.
35. Лонжеронное звено первого ряда крыла взмаха 3.
36. Лонжеронное звено второго ряда крыла взмаха 3.
37. Лонжеронное звено третьего ряда крыла взмаха 3.
38. Лонжеронное звено четвертого ряда крыла взмаха 3.
39. Лонжеронное звено пятого ряда крыла взмаха 3.
40. Первая втулка внешнего фигурного лонжерона 34 крыла взмаха 3.
41. Вторая втулка внешнего фигурного лонжерона 34 крыла взмаха 3.

- 42.Третья втулка внешнего фигурного лонжерона 34 крыла 3 взмаха.
- 43.Демпфирующая пружина втулки 40.
- 44.Рама-ось втулки 40.
- 45.Промежуточное звено втулок 40 и 41.
- 46.Силовой стержень лонжеронного звена 36.
- 47.Силовой стержень лонжеронного звена 37.
- 48.Силовой стержень лонжеронного звена 38.
- 49.Силовой стержень лонжеронного звена 39.
- 50.Втулка стержня 46 рамы-оси 44.
- 51.Втулка стержня 47 рамы-оси 44.
- 52.Втулка стержня 48 рамы-оси 44.
- 53.Втулка стержня 49 рамы-оси 44.
- 54.Внешний силовой стержень лонжеронного звена 39.
- 55.Втулка стержня 54.
- 56.Ось втулки 55 и 103.
- 57.Ленточный фиксатор лонжеронного звена: 35, 36, 37, 38, 39 и 83, 84, 85, 86, 87 крыла взмаха 3 (тесьма эластичная).
- 58.Начальная точка крепления ленточного фиксатора 57 на лонжеронном звене 35.
- 59.Внутренний фигурный лонжерон втулки 5 крыла маха 2.
- 60.Лонжеронное звено первого ряда крыла маха 2.
- 61.Лонжеронное звено второго ряда крыла маха 2.
- 62.Лонжеронное звено третьего ряда крыла маха 2.
- 63.Лонжеронное звено четвёртого ряда крыла маха 2.
- 64.Лонжеронное звено пятого ряда крыла маха 2.
- 65.Первая втулка внутреннего фигурного лонжерона 59.
- 66.Вторая втулка внутреннего фигурного лонжерона 59.
- 67.Третья втулка внутреннего фигурного лонжерона 59.
- 68.Демпфирующая пружина втулки 65.
- 69.Рама-ось втулки 65.
- 70.Промежуточное звено втулок 65 и 66.
- 71.Силовой стержень лонжеронного звена 61.
- 72.Силовой стержень лонжеронного звена 62.
- 73.Силовой стержень лонжеронного звена 63.
- 74.Силовой стержень лонжеронного звена 64.
- 75.Втулка стержня 71 рамы-оси 69.
- 76.Втулка стержня 72 рамы-оси 69.
- 77.Втулка стержня 73 рамы-оси 69.
- 78.Втулка стержня 74 рамы-оси 69.
- 79.Внешний силовой стержень лонжеронного звена 64.
- 80.Втулка стержня 79.
- 81.Конечная точка крепления ленточного фиксатора 32.
- 82.Внутренний фигурный лонжерон втулки 5 крыла взмаха 3.
- 83.Лонжеронное звено первого ряда крыла взмаха 3.
- 84.Лонжеронное звено второго ряда крыла взмаха 3.
- 85.Лонжеронное звено третьего ряда крыла взмаха 3.
- 86.Лонжеронное звено четвёртого ряда крыла взмаха 3.

87. Лонжеронное звено пятого ряда крыла взмаха 3.
88. Первая втулка внутреннего фигурного лонжерона 82.
89. Вторая втулка внутреннего фигурного лонжерона 82.
90. Третья втулка внутреннего фигурного лонжерона 82.
91. Демпфирующая пружина втулки 88.
92. Рама-ось втулки 88.
93. Промежуточное звено втулок 88 и 89.
94. Силовой стержень лонжеронного звена 84.
95. Силовой стержень лонжеронного звена 85.
96. Силовой стержень лонжеронного звена 86.
97. Силовой стержень лонжеронного звена 87.
98. Втулка стержня 94 рамы-оси 92.
99. Втулка стержня 95 рамы-оси 92.
100. Втулка стержня 96 рамы-оси 92.
101. Втулка стержня 97 рамы-оси 92.
102. Внешний силовой стержень лонжеронного звена 87.
103. Втулка стержня 102.
104. Конечное место крепления ленточного фиксатора 57 лонжеронного звена 83.
105. Рабочая поверхность крыла маха 2 в раскрытом положении.
106. Воздушный канал первого порядка крыла маха 2.
107. Воздушный канал второго порядка крыла маха 2.
108. Воздушный канал третьего порядка крыла маха 2.
109. Воздушный канал четвёртого порядка крыла маха 2.
110. Воздушный канал пятого порядка крыла маха 2.
111. Воздушный канал шестого порядка крыла маха 2.
112. Воздушный канал седьмого порядка крыла маха 2.
113. Воздушный канал восьмого порядка крыла маха 2.
114. Воздушный канал девятого порядка крыла маха 2.
115. Рабочая поверхность крыла взмаха 3 в раскрытом положении.

Конец описания перечня Приложений 1,2

НАЗНАЧЕНИЕ, ГОДЫ И ОЧЕРЕДНОСТЬ МОИХ ИЗОБРЕТЕНИЙ ПОЛЕЗНЫХ МОДЕЛЕЙ В ПЕРИОД С 1971 ГОДА ПО 2018 ГОД

1. 1971 год. Подана заявка на получение патента с уплатой пошлины на устройство – «Телевизионный приёмник с «ламповым кинескопом», т.е., который является «отцом» современного плоского экрана видеосистем, где в каждой строке видеоэкрана размещён ряд электролампочек и где «минусовой» электро-видеосигнал подаётся одновременно на все цоколи электролампочек с величиной от максимального значения (ноль вольт) и усиленного до максимального значения – 220 вольт, а «плюсовой» видеосигнал раздельно подаётся по очереди на центральный электрод каждой электролампочки, расположенных по горизонтали в данной строке «лампового кинескопа, т.е., видеоэкрана, посредством их соединения в дальнейшем со своей клеммой, закреплённой на статорном кольце и объединённые в «клеммный блок» данной строки, где таких «клеммных блоков» располагается на данном статорном кольце в количестве соответствующем количеству строк. расположенных на телевизионном кинескопном экране, при этом роторная ось, на которой расположен механический замыкатель (в виде бегунка) поочередно пробегает 50 раз в секунду вдоль окружности статора замыкаясь поочередно с каждой клеммой «клеммных блоков», при этом, при каждом замыкании, бегунок подаёт на данную электролампочку напряжение пропорционально величине усиленного видеосигнала, соответственно которому загорается электролампочка излучающая свет. В результате такого контраста света формируется изображение на плоском «ламповом кинескопе». После подачи документов в патентное ведомство г. Москвы я получил от него «Справку о приёме к рассмотрению «Заявки на выдачу авторского свидетельства на изобретения» (форма N 64/г) с номером 1714315/26 – 9 с датой поступления от 15 ноября 1971 года.

Результат. По истечению установленного для рассмотрения данной заявки времени никакого «Решения...я не получил! Но спустя некоторое время я обнаружил мой плоский видеоэкран, выполненный на электролампочках 220 в, в девятом номере журнала «Техника-молодежи» за 1973 год со статьёй на странице 10 под названием: «Телевизор для проспектов и площадей» системы «Элин», автор статьи – **радиоинженер В. Михневич.**

2. 1988 год. Получено авторское свидетельство на «Гребную установку плавсредства» за номером 1623917 от 20 июня 1988 года, которая вместила в себя три главных эффекта машущего крыла птиц и насекомых.

3. 1995 год. Получен патент на изобретение – «Сильфонный двигатель Костикова» под номером 2098674 от 05 июня 1995 года. Устройство, в котором от одноканального источника воздушного давления (пара), через винтель, давление поочередно подаётся на сильфоны, которые преобразуют энергию сжатого воздуха (пара) в механическую энергию в виде горизонтального движения внешней части сильфона. Частота возвратно-поступательных

движений сильфонов управляется величиной секундного расхода сжатого воздуха (пара) регулируемого винтелом вручную.

4. 1997 год. Получен патент на изобретение – «Устройство Костикова для разрушения снежно-ледяных образований на дорожных покрытиях» за номером 2128269 от 27 июня 1997 года, принцип которого основан на инерционной силе, возникающей при вращении оси, к которой прикреплен эластичный трос и на внешнем конце, которого размещен ударник в виде ножки гриба со шляпкой с заостренными краями, которым разбивается лёд при контакте с ним.

5. 2015 год. Получен патент на изобретение – «Управляемое крыло пропеллерного типа» («КРЫЛО КОСТИКОВА») за номером 2583426 от 19 марта 2015 года, в котором заменяется возвратно-поступательное движение крыла по вертикали на крыло, вращающееся по пропеллерному типу размещённого во внешней раме.

6. 2018 год. Получен патент на полезную модель за номером 177244 от 24 июля 2018 года, в котором применено такой же схемы крыло, но без внешней рамы с названием – «Управляемое крыло пропеллерного типа для многокрылого летательного аппарата» («МНОГОКРЫЛ КОСТИКОВА»).

7. 2018 год. Получен патент на полезную модель – «Устройство с магнитным механизмом для вращающегося маховика» с регистрационным номером: 2018 199564/07 (000 686) от 09 января 2018 года, в котором применены половые магниты, превращающие осевое вращение одного из магнитов в возвратно-поступательное движение, которое, в свою очередь, через промежуточные звенья поступает на качалку храпового механизма, вращающегося самостоятельно маховика, с целью восстановления его уменьшенных оборотов до расчётных.

8. 2018 год. Получен патент на полезную модель – «Крыло пропеллерного типа с многозвенным лонжероном веерной схемы», в котором предусматривается усовершенствование схемы крыла маха и взмаха и в который заложен главный четвёртый эффект крыла птиц и насекомых.

9. 2014 год. Обнаружен эффект «механического импульса при синхронном перемещении масс», который особенно применим в космических летательных аппаратах при помощи и в последовательности движения энергий: солнечная батарея – аккумулятор – электродвигатель – перемещение масс – срабатывание устройства с получением вектора механического импульса, но который после выступления перед учёными ТПУ г. Томска, мне уже не принадлежит. И невольно вспоминаешь Н.М. Карамзина.

О Г Л А В Л Е Н И Е

О КРЫЛЕ ПТИЦ И НАСЕКОМЫХ

**УПРАВЛЯЕМОЕ КРЫЛО ПРОПЕЛЛЕРНОГО ТИПА
(«КРЫЛО КОСТИКОВА»)**

**МНОГОКРЫЛЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ
«МНОГОКРЫЛ КОСТИКОВА»**

**КРЫЛО ПРОПЕЛЛЕРНОГО ТИПА С МНОГОЗВЕННЫМ
ЛОНЖЕРОНОМ ВЕЕРНОЙ СХЕМЫ
«ЧЕТВЁРТЫЙ ЭФФЕКТ КРЫЛА»**

**Кончил дело, гуляй смело, а потом опять за дело !
(Пешехонов Б.А.)**



Автор с внуками

Автор выражает искреннюю благодарность Пешехонову Борису Алексеевичу – (командиру Ту – 154) за оформление и помощь в создании монографии ("Брошюры -2018")

12 августа 2018 года.



СПРАВКА

Комитет по делам изобретений
и открытий при Совете
Министров СССР

25 НОЯБРЯ 71

№ 1714315/26-9

о приеме к рассмотрению заявки на выдачу
авторского свидетельства на изобретение.

Выдана в том, что Комитетом по делам изобретений
и открытий при Совете Министров СССР принята заявка
на выдачу авторского свидетельства на изобретение:

" Телевизионный приемник с "ламповым" кинескопом "

Дата поступления 15 ноября 1971 г.

Действительным (и) автором (ами) предполагаемого изобретения
указан (ы):

КОСТИКОВ ЛЕОНИД ЯКОВЛЕВИЧ-г. Омск, 87 ОДТУ ГА

/до востребования/.

Настоящая справка удостоверяет, лишь принятие к рассмотрению заявки на вы-
дачу авторского свидетельства на изобретение не может служить основанием
для получения авторского свидетельства в соответствии с законом для изобретателя.

ГН

Переписку по заявке следует направлять по адресу: Москва Г-59,
Бережковская наб., д. 24, ссылаясь на указанный выше номер.

НАЧАЛЬНИК ОТДЕЛА

Решение из ВНИИ
не посылать

смет. ДЛИН в бланке кат. валид.

19732