

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(21) **202290707** (13) **A1**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ**

(43) Дата публикации заявки  
**2022.12.30**

(51) Int. Cl. **B64C 3/54** (2006.01)  
**B64C 5/12** (2006.01)  
**B64C 1/30** (2006.01)

(22) Дата подачи заявки  
**2019.08.26**

**(54) КРЫЛО ИЗМЕНЯЕМОГО РАЗМАХА И СОПУТСТВУЮЩИЕ САМОЛЕТЫ**

(86) PCT/CN2019/102471

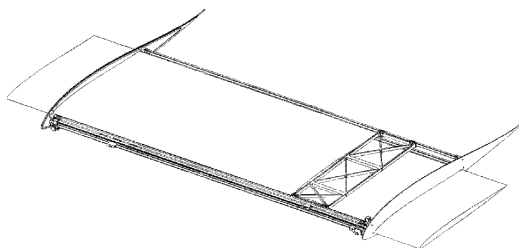
(87) WO 2021/035459 2021.03.04

(71) Заявитель:  
**РЭНДАЛЛ РАЙАН МАЙКЛ  
(US); ЧЕН ЧУНМЕИ; РЭНДАЛЛ  
АЭРОДИНАМИК ИНЖИНИРИНГ,  
ГУАНЧДЖОУ, ЛЛС; ЦИНДАО,  
РЭНДАЛЛ АЭРОДИНАМИК  
ИНЖИНИРИНГ, ЛЛС (CN)**

(72) Изобретатель:  
**Рэндалл Райан Майкл (US), Чен  
Чунмеи (CN)**

(74) Представитель:  
**Андрущак Г.Н. (RU)**

(57) Изобретение относится к авиационной технике и непосредственно к адаптивным системам крыла самолета; рассматривается крыло изменяемого размаха, содержащее центральную неподвижную секцию, образующую основную подъемную силу крыла, а также две дополнительных подвижных секции (правую и левую), находящиеся в сложенном состоянии внутри неподвижной секции и смещенные по вертикали друг относительно друга (одна вверх, другая вниз), способные перемещаться в боковых направлениях из неподвижной секции через торцевые отверстия по ее концам, увеличивая размах крыла и также возвращаться внутрь неподвижной секции. Крыло без перекрытия с двигателями, которые перемещаются вместе с подвижными секциями и к которым прикреплены зубчатые головки. Внутри неподвижной секции расположена рейка. Вращение зубчатых головок относительно рейки приводит к перемещению подвижных секций. Неперекрывающееся крыло, имеющее два дискообразных элемента и петлеобразный элемент вокруг дискообразных элементов; вращение дискообразного элемента заставляет петлеобразный элемент выталкивать и вытягивать подвижные секции в противоположных направлениях в неподвижную секцию и из нее. Самолет, использующий первое описанное крыло, имеет силовую установку и набор элевон.



**A1**

**202290707**

**202290707**

**A1**

## КРЫЛО ИЗМЕНЯЕМОГО РАЗМАХА И СОПУТСТВУЮЩИЕ САМОЛЕТЫ

### ОБЛАСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

[1] Настоящее изобретение относится к области адаптивных систем крыла и летательных аппаратов.

### ОПИСАНИЕ ПРЕДШЕСТВУЮЩЕГО ИЗОБРЕТЕНИЯ

### МОТИВАЦИЯ

[2] Малые беспилотные летательные аппараты имеют множество частных и коммерческих применений. Они используются в качестве платформ с воздушными датчиками (видеосъемка), систем доставки и связи.

Применения государственного сектора включают: поиск и спасение, безопасность границ, правоохранительные органы и мониторинг окружающей среды. Самолет можно классифицировать в зависимости от его метода создания аэродинамической подъемной силы как: неподвижное крыло, поворотное крыло, гибридное или машущее крыло..

[3] Желательно иметь один самолет, который был бы достаточно универсальным, чтобы его можно было использовать многими способами, во многих местах, в течение длительного времени полета и в широком диапазоне скоростей. Гибридные летательные аппараты могут сочетать в себе преимущества стационарных и винтокрылых летательных аппаратов, позволяя им успешно выполнять задачи, которые не могли бы выполнять ни стационарные, ни винтокрылые летательные аппараты. Наиболее перспективным типом является самолет с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП), который набирает популярность на коммерческих рынках и рынках любителей. Эти летательные аппараты не требуют взлетно-посадочной полосы, могут быстро и эффективно летать в удаленное место, медленно и медленно лететь в этом месте, и после достижения целей полета самолет может быстро и эффективно лететь обратно к пользователю.

[4] Для достижения эффективного полета на большую дальность и длительную выносливость желательно использовать крыло с высоким соотношением сторон. К сожалению, гибриды с фиксированным крылом с высоким соотношением сторон просто чувствительны, особенно когда они расположены боком к ветру и летят на низких скоростях или зависают. Предыдущие конструкторы успешно проектировали самолеты СВВП с достаточно высокими соотношениями сторон, используя

технология с четырьмя роторами для обеспечения стабильности. Один из методов заключается в использовании гибридного беспилотного летательного аппарата с четырьмя роторами "прыжок" (например, HQ-90 компании Latitude Engineering), гибрида с четырьмя роторами с наклоном (например, Quantum Systems TRON) или гибрида с четырьмя роторами "прыжок" (например, Xcraft X PLUSONE, Aerovironment Quantix и Swift 020). Эти транспортные средства используют преимущества относительной простоты и низкой стоимости четырехроторной технологии и применяют ее к традиционным конструкциям самолетов с неподвижным крылом.

[5] Что касается четырехроторной технологии, использование четырех двигателей может снизить безопасность и надежность. Авария произойдет, если один двигатель выйдет из строя во время полета. Кроме того, с помощью четырех двигателей подразумевает, что двигатели будут меньше, чем в случае использования двух двигателей; двигатели меньшего размера обычно менее энергоэффективны. Точно так же использование четырех пропеллеров подразумевает, что каждый гребной винт будет меньше, чем в случае использования двух винтов. Эффективность небольших винтов чувствительна к числу Рейнольдса, поэтому

уменьшение размера маленького винта снижает его аэродинамическую эффективность при прочих равных условиях.

[6] Чувствительность к порывам ветра – это проблема, которую можно решить, используя крыло с малым удлинением, что позволяет летать при умеренном ветре, не требуя четырех отдельных двигателей и пропеллеры располагать далеко друг от друга. Хвостовое оперение с фиксированным крылом и малым удлинением может сохранять устойчивость при зависании при слабом и умеренном ветре. Он также может летать очень быстро и эффективно по сравнению с традиционными вертолетами и мультикоптерами. Дополнительным преимуществом является то, что крылья с малым удлинением имеют короткий размах, что облегчает их хранение и транспортировку. В схемах с хвостовым оперением малого удлинения обычно используют пропеллеры в тянущей конфигурации (перед крылом), таким образом, чтобы один или несколько движущихся вихревых потоков обтекали управляющие поверхности для сохранения контроля во время наведения. Примером этого является ХК Х520, в котором используются симметричные аэродинамические поверхности. Симметричный

аэродинамические поверхности обеспечивают простое решение проблемы тангажа и дрейфа во время висения, но выпуклые аэродинамические поверхности более эффективны при обычном полете.

Насколько известно автору единственным самолетом с малым удлинением, с хвостовой опорой, в котором используются изогнутые аэродинамические поверхности, был запатентован настоящим автор. Он называется «Экзаменатор». Examiner имеет уникальную запатентованную систему управления.

[7] К сожалению, крыло малого удлинения обычно менее аэродинамически эффективно, чем крыло большого удлинения, что в конечном итоге ограничивает продолжительность полета и/или дальность полета. Существуют и другие способы избежать использования нескольких двигателей для обеспечения устойчивости при зависании при использовании крыла большого удлинения. В настоящее время DARPA разрабатывает конструкцию беспилотного летательного аппарата с неподвижным крылом, который называется

"Tern". Он использует двигатель, расположенный по осевой линии, в отличие от почти всех других неподвижных крыльев с возможностью зависания на хвосте.

Крыло "Tern" также имеет большое удлинение. В отличие от других конструкций с неподвижным крылом, Tern не использует пропеллеры, в нем используются лопасти несущего винта (могут циклически изменять шаг лопастей), которые позволяют Tern зависать и управляться как вертолет. Лопасти несущего винта чрезвычайно длинные, что приводит к большому потоку скольжения, который помогает предотвратить сваливание крыла. К сожалению, соосное решение с лопастями ротора является сложным и дорогостоящим для коммерческих рынков и рынков любителей.

[8] Новый летательный аппарат, представленный здесь, решает все вышеупомянутые проблемы. Это СВВП, самолет с неподвижным крылом, сидящий на хвосте, который использует два двигателя и пропеллеры. Новое крыло самолета с изменяемым размахом позволяет ему пользоваться преимуществами крыла малого удлинения и преимуществами крыла с большого удлинения без недостатков того и другого.

## КРЫЛО С ПЕРЕМЕННЫМ РАЗМАХОМ

[9] Существующие адаптивные системы крыла изменяют форму крыла для достижения желаемого эффекта. Примеры включают: вращение крыла вокруг шарнира, чтобы удерживать его внутри конуса Маха, активное скручивание крыла, чтобы вызвать момент

качения, изменение развала задней кромки для управления шагом и многие другие. Как правило, физические размеры и площадь крыла в плане либо не изменяются, либо изменяются незначительно. В результате существующие адаптивные системы крыла, как правило, дают лишь незначительные эффекты и незначительные преимущества по сравнению с традиционными системами управления (например, закрылками, передними предкрылками и т.д.).

[10] Адаптивные системы крыла существовали с тех пор, как братья Райт разработали деформацию крыла как средство управления креном для выполнения более резких поворотов. Деформация крыла позволила избежать небольших аэродинамических потерь, связанных с небольшими зазорами и внезапными изменениями формы крыла. Тем не менее, деформация крыла была полностью заменена закрылками (элеронами), которые были изобретены Гленном Кертиссом. Взмахи крыльев значительно проще и дешевле. Современные системы с адаптивным крылом, как правило, имеют схожую сложность и проблемы соотношения затрат и выгод, что в основном ограничивает их использование на военных рынках.

[11] Гибкие адаптивно-совместимые системы могут обеспечить незначительное ослабление порывов ветра и могут изменять изгиб крыла вблизи его задних кромок таким образом, что закрылки становятся ненужными для управления вращением. В результате удастся избежать резких изменений поперечного сечения и зазоров, характерных для традиционных систем с закрылками, и достигается небольшое улучшение аэродинамической эффективности. Эти системы используются редко.

[12] Изменяемое крыло Parker для бипланов имеет верхнее крыло, которое является гибким, так что его выпуклость будет увеличиваться, тогда как нижнее крыло остается жестким. Было достигнуто увеличение подъемной силы и снижение скорости сваливания самолета. Бипланы вышли из моды в результате достижений в области материалов и конструкций. Монопланы составляют подавляющее большинство самолетов, используемых сегодня.

[13] Другие современные системы адаптивного крыла были разработаны с использованием комбинаций закрылков для обеспечения желаемых аэроупругих эффектов при одновременном устранении нежелательных эффектов. Простым примером является одновременное разворачивание предкрылков передней кромки с элеронами для предотвращения несбалансированного кручения крыла относительно лонжерона. Эти системы относительно просты, недороги и полезны, но величина эффекта ограничена их неспособностью существенно изменить удлинение крыла или площадь формы в плане. [14] Успешным современным примером системы с адаптивным крылом является система с изменяемой стреловидностью, или система «поворотное крыло». Эти системы позволяют летать летательным аппаратам медленнее на дозвуковых скоростях, выполнять полет с сохранением крыльев внутри конуса Маха во время сверхзвукового полета. Неудивительно, Крылья изменяемой стреловидности обычно используются на истребителях, таких как USAF F-14 «Tomcat». Есть другие аэродинамические преимущества, такие как более эффективный полет в более широком диапазоне скоростей. Самолет с поворотным крылом может достигать более высоких максимальных скоростей, более низких скоростей сваливания и может сделать самолет более компактным, чем было бы в противном случае. Некоторые недостатки включают концентрацию напряжений на шарнирах, что требует, чтобы шарниры были очень прочными и тяжелыми. Наиболее важными параметрами, определяющими крыло, являются соотношение сторон (относящееся к размаху крыла) и площадь крыла в плане, которые оказывают глубокое влияние на аэродинамику. Когда крыло с переменной стреловидностью «поворачивается», его соотношение сторон значительно меняется, но площадь его формы в

плане изменяется незначительно. Адаптивная система крыла, которая могла бы значительно изменить удлинение и площадь крыла, обеспечивала бы большой эффект.

[15] Предыдущие конструкторы создавали крылья с переменным размахом с ограниченным успехом. Примеры включают Aerovisions "Droid of Death", который представляет собой летательный аппарат схемы «летающее крыло» с двумя телескопическими подвижными секциями на половину размаа и одной неподвижной секцией. Другая система с переменным размахом была изобретена Дэвидом Геверсом для обычного пилотируемого самолета, который имел неподвижную секцию и две подвижные секции (US 5645250, US 5850990). Другие включают Telescope Flugel и

"GNATSparg wing". Треугольное крыло с прямыми (без стреловидности) подвижными секциями было создано студентами технологического университета Вирджинии и небольшие телескопические удлинители были добавлены к беспилотному летательному аппарату HALE. Размах крыла, площадь крыла и соотношение сторон теоретически могли бы, самое большее, удвоиться. Ни одна из этих систем не применялась к самолетам вертикального взлета и посадки.

[16] Внутренний объем крыльев самолета может быть использован для хранения топлива или для размещения таких компонентов, как батареи, сервоприводы, датчики и другое оборудование. Вырезы, закрытые съемными панелями, обычно используются для доступа к компонентам, хранящимся в крыле. К сожалению, вырезы вызывают концентрацию напряжений и ослабляют структуру крыла и обшивки. В результате требуется усиление конструкции, что увеличивает стоимость и вес при одновременном сокращении дальности полета.

[17] Крыло с переменным размахом, раскрытое здесь, решает все вышеупомянутые проблемы. Введен новый общий способ установки и доступа к деталям внутри неподвижного крыла, который позволяет устанавливать и снимать сборку деталей через отверстие на конце секции крыла без использования каких-либо вырезов или панелей. Крыло с переменным размахом позволяет транспортному средству иметь короткий размах крыла с малым удлинением в периоды зависания и СВВП, в то же время использовать преимущества длинного крыла и большого удлинения во время обычного дозвукового полета. Он также обеспечивает более высокие скорости старта и более широкий диапазон эффективных крейсерских скоростей. Подвижные секции хранятся в центральной неподвижной секции, которая использует аэродинамические профили и является эффективной поверхностью крыла, генерирующей подъемную силу, вместо использования непродуктивного фюзеляжа или отсека для хранения, который в основном не поднимается. В отличие от существующих систем с переменным размахом, крыло с переменным размахом, описанное здесь, позволяет теоретически утроить удлинение и увеличить площадь формы в плане между полностью убранными и полностью выпущенными состояниями подвижных секций, потому что они смещены по вертикали друг от друга и перекрываются. Предложены и представлены новые и уникальные системы приведения в действие подвижных секций, которые относительно просты и недороги по сравнению с существующими системами. Последствия для достижимых новых сочетаний качеств самолета являются глубокими, включая: общие характеристики самолета, маневренность, универсальность использования, эффективный диапазон скоростей полета и количество самолетов, пригодных для хранения.

#### КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

[18] Крыло изменяемого размаха изображено на фиг. 1 с полностью выдвинутыми подвижными секциями (2) и на фиг. 2 с полностью убранными подвижными секциями (2).

Крыло изменяемого размаха для самолетов содержит фиксированную секцию (1). Фиксированная секция (1) дополнительно содержит обшивку фиксированной секции (118). Обшивка (118) фиксированной секции образует подъемную силу поверхности крыла. Фиксированная секция (1) также содержит аэродинамические профили (103) фиксированной секции, как показано на фиг. 3, которые включают круглую переднюю кромку (104) и относительно острую заднюю кромку (105). Укрупненно связь между неподвижной и подвижной секциями представлена на фиг. 4. Фиксированная секция содержит левый наконечник, причем левый наконечник содержит отверстие (126), как показано на фиг. 5. Точно так же неподвижная секция (1) содержит правый наконечник, где правый наконечник содержит также отверстие (126).

[19] Крыло с изменяемым размахом также содержит верхнюю и нижнюю подвижные секции (2), как это изображено на фиг. 6. Каждая подвижная секция содержит аэродинамические профили (203) подвижной секции, как на фиг. 3В, где некоторые из аэродинамических профилей (203) подвижной секцией имеют круглую переднюю кромку (204) и относительно острую заднюю кромку (205). Две подвижные секции (2) расположены с вертикальным смещением относительно друг друга, как показано на фиг. 7, если смотреть внутрь из левого наконечника. Верхняя подвижная секция перемещается по существу в боковом направлении через одно из торцевых отверстий

(126) в неподвижную секцию (1) и из нее. Нижняя подвижная секция переводится в по существу в боковом направлении через другое отверстие (126) наконечника в фиксированную секцию и из нее (1). Две подвижные секции (2) перекрывают друг друга внутри неподвижной секции (1), когда они полностью втянуты внутрь.

[20] Крыло изменяемого размаха также содержит набор раздвижных механизмов, предназначенных для облегчения перемещения двух подвижных секций (2) в боковых направлениях внутрь и наружу фиксированной секции (1). Комплект скользящих механизмов содержит по меньшей мере два трека (дорожки) (310) и по меньшей мере две ответные части треков (320). Каждый трек (310) расположен внутри неподвижной секции (1) и не перемещается вместе с двумя подвижными секциями (2). По меньшей мере, одна из сопрягаемых частей (320) прикреплена у основания верхней подвижной секции (2) и перемещается вдоль, по меньшей мере, одной из дорожек (310) для направления перемещения верхней подвижной секции (2). По меньшей мере, одна из сопрягаемых деталей (320) прикреплена у основания нижней подвижной секции (2) и перемещается вдоль, по меньшей мере, одной из дорожек (310) для направления перемещения нижней подвижной секции (2).

[21] Рекомендуются, чтобы по крайней мере некоторые аэродинамические профили фиксированной секции (103) имели максимальную толщину (106), превышающую 6% от длины хорды (107) и имели максимальную толщину (106) больше, чем у аэродинамических профилей (203) подвижной секции (2), как показано на фиг. 3В. Рекомендуются, чтобы по крайней мере некоторые аэродинамические профили подвижной секцией (203) имели длину хорды (207) от 30 до 70 % средней геометрической длины хорды (107) аэродинамических профилей (103) фиксированной секции (1). Каждая подвижная секция (2) в полностью выдвинутом положении должна иметь геометрию, попадающей в следующие пределы угловых величин: угол поперечного  $V$  (124)  $\leq 3$  градусов, разрыв  $\leq 5$  градусов, а стреловидность по передней кромке (123)  $\leq 6$  градусов.

[22] Крыло изменяемого размаха для самолета может дополнительно содержать левую и правую концевые крышки (4), как показано на фиг. 4. Каждая торцевая крышка (4) имеет

торцевое отверстие в крышке (401). Левая торцевая крышка (4) расположена над отверстием левого наконечника (126, фиг. 5) неподвижной секции (1). Правая торцевая крышка (4) расположена над правым отверстием наконечника (126) неподвижной секции (1). Каждое отверстие (401) в торцевой крышке имеет размер и форму, позволяющие одной из подвижных секций (2) перемещаться через отверстие (401) в торцевой крышке.

[23] Крыло изменяемого размаха для самолета может также содержать один или несколько электронных упоров (345), как показано на фиг. 29, где один или несколько электронных стопоров (345) предназначены для того, чтобы предотвратить чрезмерное выдвижение или чрезмерное втягивание соответствующих подвижных секций (2).

[24] Первая общая компоновка крыла с переменным размахом для самолетов изображена на фиг. 7-12. Она состоит из двух приводных механизмов; по одному приводному механизму для каждой из двух подвижных секций. Каждый приводной механизм содержит, по меньшей мере, один двигатель (331) и, по меньшей мере, одну зубчатую головку (332), которая может быть закреплена (333). По меньшей мере одна зубчатая головка (332) прикреплена по меньшей мере к одному двигателю (331), в то время как по меньшей мере один двигатель (331) прикреплен к соответствующей подвижной секции (2) или к соединяющей треку части (320), которая прикреплена к соответствующей подвижной секции (2). По меньшей мере один двигатель (331) расположен вблизи основания подвижной секции (2), и по меньшей мере один двигатель (331) перемещается вместе с подвижной секцией (2).

[25] Первая общая компоновка крыла с переменным размахом также содержит, по меньшей мере, одну стойку (341), которая может быть зубчатой или зацепленной (342), где, по меньшей мере, одна стойка (341) не перемещается вместе с подвижной секцией (2). По меньшей мере одна зубчатая головка (332) входит в зацепление по меньшей мере с одной рейкой (341). Вращение по меньшей мере одной зубчатой головки (332) относительно по меньшей мере одной стойки (341) приводит к перемещению подвижной секции (2). По меньшей мере одна стойка (341) расположена внутри неподвижной секции

(1). Для набора механизмов скольжения каждая из направляющих (310) проходит по существу поперек большей части неподвижной секции (1), как показано на фиг. 6. По меньшей мере, одна из дорожек (310) расположена над верхней подвижной секцией (2) вблизи внутренней верхней поверхности обшивки (118) неподвижной секции, и по меньшей мере одна из дорожек (310) расположена под нижней подвижной секцией (2) вблизи внутренней нижней поверхности обшивки неподвижной секции (118).

[26] Крыло с изменяемым размахом для летательных аппаратов также может содержать: передний лонжерон (116), где по меньшей мере одна стойка (341) расположена на переднем лонжероне (116), как показано на фиг. 7. Для каждого приводного механизма может быть один двигатель (331) и одна зубчатая головка (332). Зубчатая головка (332) может выступать вперед вблизи передней кромки (201) подвижной секции (2).

[27] В качестве альтернативы крыло с изменяемым размахом для летательного аппарата может иметь по меньшей мере две стойки (341), где одна из по меньшей мере двух стоек (341) расположена на направляющей (310), расположенной над верхней подвижной секцией вблизи внутренней верхней поверхности обшивки (118) неподвижной секции. Аналогично, одна из, по меньшей мере, двух стоек (341) расположена на направляющей (310), расположенной под нижней подвижной секцией вблизи внутренней нижней поверхности обшивки (118) неподвижной секции, как показано на фиг. 11.

[28] Предпочтительная компоновка для набора скользящих механизмов включает четыре направляющих; примеры изображены на фиг. 12, 17 и 26. Четыре дорожки состоят из верхней передней дорожки, верхней задней дорожки, нижней передней дорожки и нижней задней

дорожки. Верхняя передняя направляющая и нижняя передняя направляющая расположены вблизи передней кромки неподвижной секции. Верхняя передняя направляющая расположена над нижней передней направляющей. Верхняя задняя колея и нижняя задняя колея расположены по направлению к задней кромке неподвижной секции. Верхняя задняя колея расположена над нижней задней колеей. Верхняя передняя и верхняя задняя направляющие вместе направляют перемещение верхней подвижной секции. Нижняя передняя и нижняя задняя направляющие вместе направляют перемещение нижней подвижной секции. Все четыре дорожки параллельны друг другу, и все четыре дорожки проходят по существу поперек фиксированного участка.

[29] Каждая соединяющая трек деталь (2) может содержать одну прикрепленную раму (325) с двумя или более вертикально ориентированными резьбовыми отверстиями, по меньшей мере двумя резьбовыми крепежными элементами и одним из двух приводных механизмов (фиг. 12 и 13). Каждая прикрепленная рама (325) прикреплена к одной из подвижных секций (2) вблизи основания подвижной секции (2). Приводной механизм прикреплен к раме (325), обе из которых перемещаются вместе с подвижной секцией (2). Головки по меньшей мере двух резьбовых крепежных элементов входят в направляющие (310), которые направляют перемещение сопрягаемой части (320) направляющей и подвижной секции (2). Каждая деталь (320), соединяющая направляющие, может также содержать элементы (323) качения, которые помещаются внутри каждой направляющей (310), где элементы (323) качения расположены между головками по меньшей мере двух резьбовых крепежных элементов и вертикально ориентированными резьбовыми отверстиями.

[30] Вторая общая компоновка крыла с переменным размахом содержит один или несколько петлевых приводных механизмов, как показано на фиг.14, 15 и 16. Каждый приводной механизм петли содержит: два дискообразных элемента (334) и один петлеобразный элемент (343). Петлеобразный элемент (343) содержит верхний сегмент и нижний сегмент. Приводной механизм петли дополнительно содержит, по меньшей мере, один приводной двигатель (331). Каждый из двух дискообразных элементов (334) может вращаться. По меньшей мере один дискообразный элемент (334) приводится в действие по меньшей мере одним приводным двигателем (331). Петлеобразный элемент (343) представляет собой расположенные вокруг каждого из двух дискообразных элементов (334), образующих верхний сегмент и нижний сегмент. Каждая подвижная секция (2) прикреплена, прямо или косвенно, к петлеобразному элементу (343) по меньшей мере одного из одного или более приводных механизмов петли. Во время вращения дискообразного элемента (334) петлеобразный элемент (343) перемещается по периферии дискообразного элемента (334) таким образом, что верхний сегмент петлеобразного элемента (343) перемещается в направлении, противоположном нижнему сегменту петлеобразного элемента (343). Петлеобразный элемент (343) перемещает две подвижные секции (2) в противоположных направлениях в фиксированную секцию (1) и из нее.

[31] Версия крыла с изменяемым размахом, препятствующая связыванию, изображена на фиг. 17-23; она имеет сопрягаемые детали (320), которые содержат одну или несколько рам (325), как показано на фиг. 17. Версия с защитой от привязки также содержит угловые ползунки (322), как показано на фиг.20. Угловые направляющие содержат: две приблизительно перпендикулярные плоскости материала, по меньшей мере одну прорезь (324) в каждой перпендикулярной плоскости и по меньшей мере один элемент качения (323), частично проходящий через по меньшей мере одну прорезь (324). Каждая из рам (325) прикреплена к одной из подвижных секций (2) вблизи основания подвижной секции (2). Элементы качения (323) в каждой части (320), соединяющей треки, помещаются внутри треков (310), которые



направляют перемещение подвижной секции (2). [32] В идеальном случае сопрягающиеся с треками детали должны содержать тела качения (323), где элементы (323) расположены в треках (310) и оси вращения тел качения (323) примерно параллельно продольному направлению (в пределах  $\pm 15$  градусов). Щелевой вариант крыла изменяемого размаха изображен на рисунках 24-32, при этом для набора сдвижных механизмов по меньшей мере две дорожки (310) имеют форму пазов (316), как показано на фиг. 26. По крайней мере две щелевидные дорожки (316) проходят параллельно направлению перемещения подвижной секции. По меньшей мере две щелевидные дорожки (316), каждая из которых содержит: вставную щель (317), которая не проходит полностью через его материал, и коллинеарную щель (318) меньшей ширины, которая полностью проходит через его материал, как показано на фиг. 27. Каждая из по меньшей мере двух частей (320), сопрягающихся с треком, не менее двух отдельных тел качения (323). По меньшей мере два отдельных тела качения (323) расположены на одной из щелевидных дорожек (316). Порты (326) проходят через коллинеарные прорезы (318) и элементы качения (323).

[33] Удобный подход к сборке и разборке крыла переменного размаха достигается, когда правая и левая торцевые крышки (4) каждая дополнительно содержат внутреннюю поверхность (404) и внешнюю поверхность (405), как показано на фиг. 33 и 34. Крыло с переменным размахом может дополнительно содержать две торцевые крышки (319), которые являются одним из примеров средства крепления крышки к треку. Каждая из торцевых крышек (319) прикреплена к внутренней поверхности (404) одной из торцевых крышек (4), а торцевые крышки (319) дополнительно прикреплены к направляющим (310) на концевых краях направляющих (310). Крепление направляющих (310), торцевых крышек (319) и торцевых крышек (4) помогает правильно выровнять и расположить направляющие (310). Правая и левая торцевые крышки (4) каждая дополнительно содержат фланец (403), где фланец (403) выступает внутрь от внутренней поверхности (404) торцевой крышки (4) вблизи периферии торцевой крышки (4) (фиг. 35А). Фланец (403) имеет форму наконечника-профиля неподвижной секции (1). Фланец (403) входит в соответствующее отверстие наконечника (126) фиксированной секции (1), где он может помочь поддерживать обшивку (118) фиксированной секции. Внешняя периферия правой торцевой крышки (4) больше, чем внешняя периферия фланца (403), так что внутренняя поверхность (404) правой торцевой крышки (4) соприкасается с неподвижной секцией (1), как показано на фиг. 34. Аналогично, внешняя периферия левой торцевой крышки (4) больше, чем внешняя периферия фланца (403), так что внутренняя поверхность (404) левой торцевой крышки (4) взаимодействует с неподвижной секцией (1). Этот удобный подход совместим с обоими из двух общих схем, как описано и показано. На фиг. 33-35В показан удобный подход для второй общей компоновки с механизмом привода петли.

[34] Правая торцевая крышка (4) крепится к правому концевому концу по меньшей мере одной из направляющих (310) с помощью средства крепления крышки к направляющей. Аналогично, левая торцевая крышка (4) крепится к левому концевому концу по меньшей мере одной из направляющих (310) с помощью средства крепления крышки к направляющей. Эта конструкция позволяет узлу, включающему скользящий механизм и две подвижные секции (2), надежно помещаться внутри неподвижной секции (1) между двумя торцевыми крышками (4), и позволяет указанному узлу удобно скользить в неподвижную секцию (1) и выходить из нее через один из наконечников отверстия (126), когда по крайней мере одна из торцевых крышек (4) снята.

[35] Крыло с переменным размахом было изобретено с учетом конкретного самолета, изображенным на фиг. 1. Этот летательный аппарат содержит крыло с изменяемым размахом,

а также кили (6), двигательную установку (8) и, по меньшей мере, один комплект из двух элевонов (5). Самолет может стоять вертикально на своих ребрах (6) для взлета и посадки, как показано на рисунке 37. После взлета он может зависать и переходить в обычную ориентацию при наклоне вперед. Во время обычного полета самолет может наклоняться вверх, чтобы снова войти в свою ориентацию зависания перед посадкой. Двигательная установка (8) содержит, по меньшей мере, два комплекта двигателя (802) и воздушного винта (803), где, по меньшей мере, два комплекта двигателя (802) и воздушного винта (803) расположены впереди передней кромки (101) неподвижной секции (1), как показано на фиг. 3А. По меньшей мере два комплекта двигателя (802) и воздушного винта (803) расположены симметрично относительно плоскости симметрии (114) самолета. По меньшей мере один комплект двигателя (802) и воздушного винта (803) расположен на левой стороне самолета, и по меньшей мере один комплект двигателя (802) и воздушного винта (803) расположен на правой стороне летательного аппарата. По меньшей мере один комплект двигателя (802) и воздушного винта (803), расположенных на правой стороне самолета, вращается противоположно по меньшей мере одному комплекту двигателя (802) и воздушного винта (803), расположенного на левой стороне самолета. Два элевона (5) в по меньшей мере одном наборе из двух элевонов (5) расположены симметрично относительно плоскости симметрии (114) самолета, как показано на фиг. 3А. Два элевона расположены вблизи задней кромки (102) неподвижной секции (1) и, по меньшей мере, частично погружены в движущиеся скользящие потоки (804). Элевоны (5) отклоняются симметрично для управления тангажем (фиг. 38), и они отклоняются дифференцированно для управления креном (фиг. 39).

[36] Летательный аппарат содержит, по меньшей мере, одну пару килей (6), где каждый киль (6) содержит наконечник кия (606), как показано на фиг. 3А и фиг.37. По меньшей мере одна пара килей (6) расположена симметрично относительно плоскости симметрии (114) летательного аппарата.

#### КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ НЕСКОЛЬКИХ ВИДОВ ЧЕРТЕЖА

На фиг. 1 показан пример самолета с крылом изменяемого размаха с полностью выпущенными подвижными секциями в обычной полетной конфигурации;

На фиг. 2 изображено крыло изменяемого размаха с полностью убранными подвижными секциями;

Фиг.3А представляет собой вид в плане крыла изменяемого размаха с частично выдвинутыми подвижными секциями;

На фиг. 3В показаны примеры аэродинамических профилей для неподвижной и подвижной секций;

На фиг. 4 показан пример связи между неподвижной и подвижной секциями крыла;

На фиг. 5 показан интерфейс со снятой торцевой крышкой, чтобы показать пример исполнительной системы.

(Вариант А1);

На фиг. 6 показан пример исполнительной системы с невидимой обшивкой фиксированной секции и подвижными секциями частично расширенный; (Вариант А1);

Фиг.7 представляет собой вид сбоку примерной исполнительной системы, изображенной на фиг. 5 и 6, со снятыми торцевыми крышками (Вариант А1);

Фиг. 8 – вид сбоку со снятыми торцевыми крышками, чтобы показать вариант со стабилизаторами задней кромки в виде пассивно вращающихся пружинно-зубчатых механизмов (вариант А2);

На фиг. 9 показан стабилизатор задней кромки, показанный на фиг. 8 (вариант А2), а также зубчатая передача и зубчатая рейка;

На рис. 10 показан вариант реализации системы срабатывания подвижной секции, которая не включает стабилизатор задней кромки (вариант А3);

Фиг. 11 изображает предпочтительный вариант осуществления приводной системы с зубчатой рейкой (вариант осуществления А4);

На фиг. 12 показан вид сбоку предпочтительного устройства для системы привода подвижной секции (вариант А5).;

Фиг. 13 представляет собой вид в перспективе варианта А5 системы привода подвижной секции;

Фиг. 14 представляет собой вид сбоку петлевого приводного механизма системы привода подвижной секции со снятыми торцевыми крышками (Вариант Б);

На фиг. 15 показан пример приводного механизма с петлей, обшивка неподвижной секции удалена, чтобы показать зубчатые шкивы и зубчатый ремень с одним двигателем для привода перемещения обеих подвижных секций (вариант В);

На фиг. 16 показан крупный план ключевых элементов, составляющих пример механизма с петлевым приводом (Вариант В);

На фиг. 17 удалена обшивка с фиксированной секции, чтобы показать версию крыла с изменяемым размахом и защитой от привязки (вариант С);

На фиг. 18 показана версия с защитой от склеивания со снятой фиксированной и подвижной секционной обшивкой (Вариант С);

На фиг. 19 показан крупным планом набор деталей, соединяющих дорожки, для версии с защитой от привязки (Вариант С);

На фиг. 20 изображены угловые ползунки версии с защитой от привязки (вариант С);

На фиг. 21 показан вид сбоку версии с защитой от склеивания со снятыми торцевыми крышками (вариант С);

На фиг. 22 показан крупный план двигателя, шкива и ремня, которые приводят в движение подвижные секции для версии с защитой от привязки (вариант С);

На фиг. 23 показана задняя направляющая, используемая для версии с защитой от привязки (вариант С);

На фиг. 24 изображена щелевая версия крыла переменной стреловидности со снятой обшивкой фиксированной секции (Вариант D).

На фиг. 25 показана версия с прорезями с обшивкой фиксированной секции и снятыми стрингерами (Вариант D);

На фиг. 26 показан крупный план щелевой версии системы приведения в действие (вариант D);

Фиг. 27 представляет собой развернутый вид сборки деталей для версии с прорезями (вариант D);

На фиг. 28 показан собранный перспективный вид версии с прорезями (вариант D).;

На фиг. 29 показан узел двигателя, прокладок и электронных упоров для щелевой версии крыла с переменным размахом (вариант D).;

На фиг. 30 показан калибровочный болт, используемый для точной регулировки мест остановки подвижных секций;

На фиг. 31 показан вид сбоку версии с прорезями со снятыми торцевыми крышками (вариант D);

На фиг. 32 показана торцевая крышка, прикрепленная к стрингерам с помощью резьбовых крепежных элементов (вариант осуществления D);

На фиг. 33 показан вариант крыла с изменяемым размахом, со снятой обшивкой фиксированной секции, который совместим с предпочтительным подходом к сборке и разборке (вариант E);

На фиг.34 показана улучшенная конструкция торцевой крышки, обеспечивающая выгодный подход к сборке и разборке (вариант E).;

На фиг. 35А изображена конструкция крышки с торцевой крышкой, которая позволяет вставлять и извлекать внутреннюю сборку деталей из неподвижной секции для удобства установки и обслуживания (Вариант E);

Фиг. 35В иллюстрирует пример механизма привода петли с двигателем и набором передач, который может обеспечить движение в неподвижную секцию и выходить из нее (вариант E);

На фиг. 36А показан пример ориентации трека и элементов качения в виде поперечного сечения сбоку, где элементы качения имеют цилиндрическую форму;

На фиг. 36В показан пример ориентации трека и элемента качения в виде бокового поперечного сечения, где элемент качения представляет собой подшипник, в котором используются шарикоподшипники;

На фиг. 37 показан пример самолета, установленного на хвосте (стоящего вертикально), как это было бы до взлета и после посадки;

Фиг. 38 иллюстрирует выполнение тангажа для конкретного самолета с использованием симметричного отклонения элевона;

Фиг. 39 иллюстрирует выполнение крена для конкретного самолета с использованием дифференциального отклонения элевона;

На фиг. 40 изображен трехколесный вариант конкретного летательного аппарата для, возможно, обычного взлета/посадки;

На фиг. 41 показан вид сверху крыла с переменным размахом, используемого на гибридном многороторном СВВП прыжкового типа;

На фиг. 42 показан вид спереди двух крыльев с переменным размахом, примененных к биплану;

На фиг. 43 показан вид сверху крыла с переменным размахом, примененного к самолету схемы «летающее крыло» большой стреловидности;

На фиг. 44 показан вид спереди крыла с переменным размахом, примененного к обычному самолету со значительным углом поперечного V;

## ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Приведенные здесь определения в основном предназначены для удобства и общего разъяснения.

Термины, используемые в этом патенте, не должны быть строго ограничены приведенными здесь определениями.

[37] «Фокус» (Аэродинамический центр) относится к точке хорды на аэродинамическом профиле, относительно которой аэродинамический индуцированный момент приблизительно не зависит от угла атаки (111, 211) в диапазоне угла атаки до сваливания. Фокус измеряется от передней кромки профиля, а момент выражается на единицу размаха. Полноценное трехмерное крыло имеет аналогично определенный фокус, который приходится на ориентированную в поперечном направлении линию в определенном продольном положении. Продольное положение измеряется от передней кромки корневого профиля крыла.

[38] «Угол атаки» (111, 211) для аэродинамического профиля относится к углу между набегающим потоком вектора скорости (113) и хордовой линии (108, 208, см. фиг. 3В). Для

крыла или самолета это угол между вектором скорости набегающего потока и линией отсчета.

[39] «Угол установки» относится к положительному углу, измеренному от опорной линии (обычно от продольной оси фюзеляжа) до хорды аэродинамического профиля.

[40] “Выпуклые” аэродинамические профили не являются “симметричными”. “Изогнутый” обычно относится к аэродинамическому профилю, линия выпуклости (110, 210) которого не имеет точки перегиба и линия выпуклости которого изгибается вниз вблизи задней кромки.

[41] “По хордам” относится к направлению, параллельному линии хорды (108, 208) аэродинамического профиля.

[42] “Круиз” относится к прямолинейному полету со скоростью, соответствующей максимальной аэродинамической эффективности.

[43] Угол поперечного V (“Двугранный”) также обычно определяется в учебниках, связанных с самолетами. Это относится к тому, насколько изогнуто вверх крыло относительно горизонтальной плоскости. Угол поперечного V обычно выражается как угол в градусах (124, фиг. 40).

[44] “Дискообразный элемент” относится к компоненту в форме диска, вокруг которого расположен петлеобразный элемент. Например, дискообразным элементом может быть: шкив, звездочка, зубчатый шкив, шестерня, барабан, колесо или другая, по существу, эквивалентная деталь.

[45] “Приводной элемент” относится к предмету или к совокупности тесно связанных предметов, которые вместе обеспечивают толкающее или тянущее усилие для привода перемещения подвижной секции, которое включает (но не ограничивается): электродвигатели, гидравлические приводы, подпружиненные устройства, пилоты-люди и т.д.

[46] “Оперение” - это хвостовое оперение самолета, которое обычно включает в себя по меньшей мере один: горизонтальный стабилизатор, вертикальный стабилизатор, руль высоты и руль направления.

[47] “Зацепляющий элемент” относится к элементу, который взаимодействует с движущимися элементами, помогая управлять перемещением подвижной секции.

[48] “Неподвижное крыло” - это термин, который отличает крыло от роторов, пропеллеров и других вращающихся аэродинамических поверхностей, которые иногда называют “вращающимися крыльями”. Термин “неподвижное крыло” исключает махающие крылья и крылья с переменной стреловидностью (также известные как “качающиеся или поворотные крылья”), а также крыло с переменным размахом, представленное здесь.

[49] “Скорость свободного потока” имеет направление и величину, равные направлению и величине невозмущенного встречного потока далеко вверх по течению от тела, если смотреть из неподвижной системы отсчета.

[50] “Гибрид” относится к самолетам, которые сочетают в себе отличительные черты обычных самолетов и менее традиционных схем; так V-22 Osprey сочетает в себе элементы самолетов и вертолетов.

[51] Термин «внутренний» обычно относится к «внутренней» области самолета, около корня его крыла.

[52] “Боковое” относится к “боковому” направлению самолета. Оно перпендикулярно как продольному, так и вертикальному направлениям и аналогично направлению “по размаху” крыла.

[53] “Поверхность крыла, создающая подъемную силу” подчеркивает, что неподвижная секция может генерировать подъемную силу и что у нее есть аэродинамические профили (как

и у всех крыльев). Это не исключает неподвижные секции, которые включают фюзеляж, или неподвижные секции, которые имеют смешанный тип корпуса крыла.

[54] “Продольный” обычно относится к “длинному” размеру объекта; здесь он используется в соответствии со стандартной терминологией, относящейся к самолетам. “Продольное” относится к направлению самолета от носа к хвосту, которое параллельно как горизонтальной плоскости, так и плоскости симметрии.

[55] “Петлеобразный элемент” относится к части, которая образует замкнутый контур, расположенный вокруг дискообразных элементов. Петлеобразным элементом может быть: веревка, цепь, канат, трос, ремень, зубчатый ремень или по существу эквивалентная деталь.

[56] «Момент» интерпретируется в зависимости от контекста. Это может относиться к моменту (или крутящему моменту), воздействию на аэродинамический профиль, крыло или самолет потоком воздуха. Или это может относиться к моментам относительно определенных осей, такие как моменты тангажа, крена или рыскания.

[57] Количественно определение «рядом» означает, что расстояние между ближайшими точками сравниваемых элементов не превышает 35 % длины хорды корня неподвижной секции (наибольшая такая длина хорды, если имеется более одной фиксированной секции).

[58] “Нейтральная точка” аналогична аэродинамическому центру для профилей и крыльев, но относится ко всему самолету.

[59] “Подвесной двигатель” обычно относится к “внешней” области самолета, вблизи законцовок его крыльев.

[60] “Плоскость симметрии” обычно используется и понимается в учебниках по самолетам; она применяется даже тогда, когда между левой и правой половинами самолета имеются незначительные отклонения (например, если на одной стороне имеется выступающая трубка Пито, но нет другой). Обратите внимание, что для моноплана, традиционных бипланов и tandemных крыльев плоскость симметрии крыла и его самолета обязательно параллельна и совпадает; это одна и та же плоскость. Поэтому мы здесь используем термин “плоскость симметрии” без конкретной ссылки на крыло или летательный аппарат. Можно было бы придумать причудливые конструкции, для которых используется несколько несимметричных крыльев или для которых самолет имеет очень значительную асимметрию. Для таких причудливых случаев “плоскость симметрии” следует интерпретировать в зависимости от контекста. Для воздушного судна это была бы вертикальная плоскость, ориентированная параллельно основному направлению полета и совпадающая с центром масс воздушного судна.

[61] “Пропеллер” охватывает пропеллеры с фиксированным и переменным шагом, а также близкие синонимичные термины, включая “вентилятор”, но не относится к вращающимся системам с лопастями, которые имеют циклический шаг, как с перекосом в вертолетах и других винтокрылых самолетах.

[62] “Изогнутые” аэродинамические профили имеют линию развала (110, 210) с точкой перегиба (фиг. 3В). “Изогнутые” аэродинамические профили иногда описываются как имеющие “S-образную” линию развала; S-образная форма обычно очень тонкая. Задняя кромка изогнутого профиля обычно слегка направлена вверх.

[63] “Элемент качения” относится к детали или сборке деталей, которые включают в себя по меньшей мере один вращающийся компонент, предназначенный для уменьшения силы сопротивления, которая противодействует относительному движению между одной или несколькими гусеницами и сопряженными с ними деталями. Примеры включают: ролик, колесо или любой применимый подшипник: конический, без ограничений, роликовый, шарикоподшипниковый, кольцевой или любой формы. Подшипники линейного перемещения,

по-видимому, скользят, но обычно включают вращающиеся компоненты (например, шарикоподшипники) и, таким образом, представляют собой “элементы качения” в соответствии с приведенным здесь определением.

[64] “Корень” используется для обозначения “начала” крыла или секции (неподвижной или подвижной). Корень нормального крыла лежит в его плоскости симметрии. Аналогично, корень фиксированного сечения обычно лежит в плоскости симметрии самолета. “Корень” подвижной секции - это ее самая внутренняя по размаху часть, когда подвижная секция полностью выдвинута.

[65] “Корневой профиль” для крыла или неподвижной секции относится к профилю в плоскости симметрии. Когда присутствует препятствие (например, фюзеляж или крепление), “корневой профиль” относится к профилю, который можно было бы получить в плоскости симметрии, если бы беспрепятственные профили крыла были экстраполированы на плоскость симметрии на основе их распределения по размаху: форма, длина хорды, толщина, поворот, развертка, двугранный и другие соответствующие параметры. Для подвижных секций “корневой профиль”

относится к самому внутреннему профилю, когда подвижная секция полностью выдвинута.

[66] “Острый” - это общепринятое понятие. Для закругленных краев профиля острота может быть определена количественно как минимальный радиус кривизны, выраженный в процентах от длины хорды профиля, где меньший радиус обозначает более острую кромку. Четкость скругленных кромок может быть определена количественно как половина расстояния между верхней и нижней поверхностями профиля в их самом заднем положении по хордам, выраженная в процентах от длины хорды профиля.

[67] “Скользящие механизмы” относятся к трекам и соединяющим их деталям; “скользящие механизмы” могут включать элементы качения, которые перекатываются по трекам, чтобы уменьшить сопротивление от относительного движения.

[68] “Скользящий поток” относится к потоку или воздуху, создаваемому вращающимся пропеллером; его упрощенная ограниченная теоретическая форма напоминает круглый цилиндр, поперечное сечение которого нелинейно уменьшается с расстоянием ниже по потоку от пропеллера (804, фиг.3А).

[69] “По размаху” относится к направлению, перпендикулярному направлению хорды для профиля или крыла. Вообразив эскиз аэродинамического профиля в поперечном направлении, можно было бы “выйти из плоскости страницы”.

[70] “Статический запас” определяется как расстояние между центром масс и нейтральной точкой воздушного судна, выраженное в процентах от средней аэродинамической длины хорды крыла.

[71] “Развертка” - это обычная терминология, связанная с самолетами. часто выражается как угол, измеренный между боковой осью самолета и передней кромкой его крыла (123, фиг. 43).

[72] “Завихрение” относится к компоненте окружной скорости внутри скользящего потока, которая возникает из-за вращения пропеллера, и которая может вызвать спиральное течение скользящего потока.

[73] “Симметричные” профили имеют прямую среднюю линию (110, 210), так что средняя линия и линия хорды (108, 208) совпадают, а верхняя и нижняя поверхности профиля являются отражениями друг друга относительно линии хорды.

[74] “Сидящий на хвосте” относится к виду воздушного судна, которое может взлетать из положения, в котором воздушное судно стоит в вертикальной ориентации, и где воздушное

судно может затем наклоняться из преимущественно вертикальной в преимущественно горизонтальную ориентацию для полета вперед.

[75] “Конический” относится к крыльям, длина хорды профиля которых изменяется в зависимости от положения полета.

[76] Понятие «Наконечник» (кончик) обычно понимаемо. Когда речь идет о крыльях и секциях крыла, термины “корень” и “кончик” являются противоположностями. Для неподвижной секции это относится к самым внешним концам неподвижной секции, а для подвижной секции это относится к самому внешнему концу подвижной секции.

[77] “Отверстие для наконечника” относится к отверстию на наконечнике неподвижной секции, которое достаточно велико, чтобы позволить подвижной секции проходить через него; торцевая крышка может быть установлена поверх и/или в отверстие наконечника.

[78] “Трек (Дорожка)” относится к пути, по которому что-то движется.

[79] “Деталь, соединяющая дорожку” относится к детали, которая вынуждена двигаться по дорожке.

[80] “Крутка” (см. “закрутка”).

[81] ВВП = вертикальный взлет и посадка.

[82] Понятие “Закрутка” относится к “геометрической крутке”, которое является характеристикой крыльев самолета, при которой крыло слегка закручено таким образом, что угол установки больше по направлению к корню крыла и уменьшается вдоль размаха, становясь меньше к концам крыла.

## СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

1 – неподвижная секция:

- 101 – передняя кромка (неподвижной секции);
- 102 – задняя кромка (неподвижной секции);
- 103 –профиль;
- 104 – передняя кромка (профиля);
- 105 – задняя кромка (профиля);
- 106 – толщина;
- 107 – длина хорды;
- 108 – хорда;
- 109 – линия четверти хорды;
- 110 – средняя линия;
- 111 – угол атаки;
- 112 – центр масс;
- 113 - скорость свободного потока;
- 114 – плоскость симметрия;
- 115 – горизонтальная плоскость;
- 116 — передний лонжерон;
- 117 – задний лонжерон;
- 118 – обшивка;
- 119 – стрингер;
- 120 – вырез;
- 121 – установочные отверстия;
- 122 – специальный стрингер;
- 123 – угол стреловидности;
- 124 – угол поперечного V;



- 126 – наконечник с отверстием;
- 2 – подвижная секция;
  - 201 – передняя кромка (подвижной секции);
  - 202 – задняя кромка (подвижной секции);
  - 203 –профиль;
  - 204 – передняя кромка (аэродинамического профиля);
  - 205 – задняя кромка (аэродинамического профиля);
  - 206 – толщина;
  - 207 – длина хорды;
  - 208 – хорда;
  - 209 – линия четверти хорды;
  - 210 – средняя линия;
  - 211 – угол атаки;
  - 212 – нервюра;
  - 213 – лонжерон;
- 3 – исполнительная система;
  - 310 – трек (направляющая дорожка);
  - 311 – Т-образный паз;
  - 312 – уголкоый швеллер;
  - 313 – верхний треугольник;
  - 314 – центральный трек;
  - 315 – нижний треугольник;
  - 316 – гусеница щелевая;
  - 317 – вставной паз;
  - 318 – коллинеарный паз;
  - 319 – торцевая крышка;
  - 320 – ответная часть трека;
  - 321 – Т-образный ползунок;
  - 322 – уголкоый ползун;
  - 323 – тело качения (например, подшипник);
  - 324 – слоты;
  - 325 – рама;
  - 326 – порты;
  - 327 – скользящая пластина;
  - 328 – опорная плита;
  - 329 – отверстия рамы;
  - 330 – приводные элементы;
    - 331 – двигатель;
    - 332 – зубчатая головка;
    - 333 – зубчатый венец;
    - 334 – дискообразный элемент (шкив);
    - 336 – распорка;
    - 337 – модифицированная проставка;
    - 338 – редуктор;
    - 339 – кронштейн для установки двигателя;
  - 340 – элементы зацепления;
    - 341 – рейка;

- 342 – зубчатая рейка;
- 343 – петлеобразный элемент);
- 344 – средство крепления петли к секции;
- 345 – электронные упоры;
- 346 – триггер (спусковой механизм);
- 347 – калибровочный болт;
- 350 – стабилизатор задней кромки;
- 4 – торцевая крышка;
  - 401 – отверстие торцевой крышки;
  - 402 – резьбовое крепление;
  - 403 – фланец;
  - 404 – внутренняя грань;
  - 405 – наружная грань;
- 5 – элевон;
- 6 – киль;
  - 603 - аэродинамический профиль;
  - 606 –наконечник кия;
- 7 – фюзеляж;
  - 701 – корпус;
  - 702 – окно;
  - 703 – батарея;
  - 704 — электронный блок;
- 8 – двигательная установка;
  - 801 – гондола;
  - 802 –двигатель;
  - 803 — пропеллер
  - 804 - встречный поток
- 9 – шасси;
  - 901 – носовое колесо;
  - 902 — заднее колесо

## КРЫЛО ПЕРЕМЕННОГО РАЗМАХА

[83] Крыло с переменным размахом может быть применено к самолетам, имеющим по меньшей мере одно крыло. Крыло с изменяемым размахом содержит одну или несколько неподвижных секций (1), по меньшей мере две подвижные секции (2) и приводную систему (3) для подвижных секций. Система (3) приведения в действие подвижной секции содержит приводные элементы (330) для толкания и вытягивания подвижных секций (2), заставляющих их перемещаться преимущественно в боковом направлении в неподвижные секции (1) и из них. Поскольку подвижные секции (2) перемещаются наружу, размах крыла, площадь крыла в плане и удлинение крыла значительно увеличиваются.

[84] "Круиз" относится к прямолинейному полету со скоростью, соответствующей максимальной аэродинамической эффективности. Низкоскоростной круиз осуществляется, когда подвижные секции (2) (фиг. 1) полностью выдвинуты. Круиз на высокой скорости осуществляется, когда подвижные секции (2) полностью убраны (фиг. 2). Подвижные секции (2) могут непрерывно перемещаться, обеспечивая реализацию широкого диапазона эффективных скоростей полета.

[85] Неподвижные секции (1) расположены симметрично относительно плоскости симметрии (114) воздушного судна. Неподвижные секции (1) предназначены для максимального увеличения внутреннего пространства для лучшего размещения подвижных секций (2). Они (1) имеют конструкцию с несущей обшивкой (118) и в основном с полой внутренней частью (монокок). Неподвижные секции (1) укреплены двумя или более лонжеронами (116, 117), как показано на фиг. 5. Передний лонжерон (116) ближе к передней кромке (101) неподвижной секции (1), а задний лонжерон (117) ближе к задней кромке (102) неподвижной секции (1). Для минимизации веса лонжероны (116, 117) могут иметь тонкие, по существу, прямоугольные поперечные сечения с отверстиями или вырезами (120) и быть изготовлены с использованием легкого материала, таким как алюминий или стекловолокно. Чрезмерная деформация может снизить аэродинамические характеристики. При необходимости к внутренней поверхности обшивки (118) неподвижной секции могут быть добавлены проходящие по пролету стрингеры (119) для увеличения жесткости (119, фиг. 24).

[86] Неподвижная секция (1) дополнительно поддерживается торцевыми крышками (4). Вместе лонжероны (116, 117) и торцевые крышки (4) создают прочную и легкую конструкцию “крыло-коробка”. Торцевые крышки (4) расположены на концах неподвижной секции (1), как показано на фиг. 4; они предотвращают попадание посторонних предметов в неподвижную секцию (1). Торцевые крышки (4) также уменьшают аэродинамические помехи вблизи границы раздела между неподвижной (1) и подвижной (2) секции и уменьшают попадание потока воздуха в неподвижную секцию (1). Торцевые крышки (4) имеют отверстия (401) в торцевых крышках, вырезанные в них для обеспечения доступа и для перемещения подвижных секций (2), а также для поддержки подвижных секций (2) во время частичного выдвигания. Для более простых конструкций подвижной секции (2) отверстия торцевой крышки (4) должны иметь форму профиля.

[87] Неподвижная секция (1) состоит из бесконечного числа аэродинамических профилей (103), которые имеют круглую переднюю кромку (104) и более острую заднюю кромку (105), как показано на фиг. 3В. В неподвижных секциях (1) обычно используются симметричные или изогнутые профили при применении к конструкциям схемы летающего крыла, что обычно необходимо для пассивной продольной устойчивости. Стандартные изогнутые аэродинамические профили могут использоваться в конструкциях летающих крыл, и в этом случае крылу может потребоваться большая стреловидность (123) и поворот для обеспечения продольной устойчивости.

[88] Профили с подвижным сечением (203) также имеют закругленные передние кромки (201), более острые задние кромки (202), и в них обычно используются либо симметричные, либо изогнутые профили. Каждая подвижная секция (2) в паре спроектирована так, чтобы быть зеркальным отражением другой относительно плоскости симметрии (114), за исключением вертикального смещения, когда используется перекрытие.

[89] Различные параметры должны быть сбалансированы, чтобы максимизировать общую производительность системы, удовлетворяя при этом геометрическим ограничениям, налагаемым необходимостью содержать подвижные секции (2) внутри фиксированной секции (1). Для размещения подвижных секций (2) внутри неподвижного сечения (1) необходимо сделать профили (103) неподвижного сечения относительно толстыми, а профили (203) подвижного сечения относительно тонкими и/или сделать длины хорды профилей (107) неподвижного сечения относительно длинными и те из подвижных секций (207) относительно короткие (рис. 3). Разумный баланс между толщиной профиля (106, 206) и длиной хорды (107, 207) для неподвижных (1) и подвижных (2) секций обеспечивает оптимальные результаты. Если фиксированная секция (1) сделана слишком

толстой, то ее отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению станет неприемлемым. Если аэродинамические профили (203) подвижного сечения выполнены слишком тонкими, то подвижные секции (2) будут слишком слабыми, склонными к срыву, а диапазон их эффективного угла атаки (211) будет слишком узким.

[90] Чтобы максимизировать эффективность крыла с переменным размахом, желательно, чтобы подвижные секции (2) были смещены по вертикали друг от друга и перекрывались при полном втягивании, и в этом случае геометрические ограничения становятся особенно существенными. Для этого случая профили (103) с фиксированным сечением должны иметь максимальную толщину (106), которая превышает 6% длины хорды (107) и превышает максимальную толщину (206) профилей (203) с подвижным сечением. Средняя геометрическая длина хорды (207) подвижных секций (2) должна составлять от 30% до 70% от средней геометрической длины хорды (107) соответствующих фиксированных секций (1).

[91] Если подвижные секции (2) прямые, то сваливание самолета может быть серьезным (опрокидывание). Угол поперечного V подвижных секций (2) может быть меньше, чем у неподвижной секции (1), так что неподвижная секция застопорит движения первой (без стопорения наконечника). Альтернативно, подвижные секции могут иметь крутку, чтобы предотвратить срыв наконечника, но внутри неподвижной секции должно быть достаточно места для размещения скрученных подвижных секций (2), и отверстия (401) в торцевой крышке могут быть увеличены, чтобы позволить скрученным секциям (2) проходить через них.

[92] Другой вариант состоит в том, чтобы спроектировать дорожку (310), которая слегка закручена таким образом, чтобы угол поперечного V подвижной секции (2) уменьшался по мере того, как секции удаляются дальше от направляющих (804). Альтернативно, двигатели (802) могут быть размещены вблизи законцовок подвижных секций (2) и перемещаться вместе с подвижными секциями, чтобы поддерживать противодействие вихревому движению наконечника и уменьшать серьезность срыва наконечника, но это может создавать другие проблемы, связанные со структурой крыла, электропроводкой и т.д.

[93] Для подвижных секций (2), которые перекрывают друг друга, их геометрия должна быть ограничена, чтобы оставаться в следующих разумных пределах угловой величины: угол поперечного  $V \leq 3^\circ$  (124), угол установки  $\leq 5^\circ$ , угол стреловидности по передней кромке  $\leq 6^\circ$  (123). Примеры крыльев переменного размаха с неперекрывающимися подвижными секциями (2) показаны на фиг. 43 и 44.

[94] Приводная система (3) содержит направляющие (310) и сопрягаемые с направляющими детали (320). Детали (320), соединяющие дорожки, ограничены для перемещения по дорожкам (320). Приводная система (3) должна быть сконструирована таким образом, чтобы левая и правая подвижные секции (2) всегда имели равные и противоположные поступательные положения. Геометрическая симметрия обеспечивает разумно симметричную аэродинамическую нагрузку, предотвращающую возникновение нежелательных моментов тангажа, рыскания или крена.

[95] Треки (310) могут быть размещены на подвижных (2) или на неподвижных участках (1). Сопрягаемые с треками детали (320) могут быть соответственно размещены на неподвижных (1) или на подвижных секциях (2). Предпочтительно, чтобы направляющие (310) располагались на неподвижной секции (1) и полностью внутри неподвижной секции (1), чтобы избежать нарушения внешнего воздушного потока. Аналогично, предпочтительно, чтобы части (320), соединяющие треки, располагались вблизи корней подвижных секций (2), перемещались вместе с подвижными секциями (2) и подвергались ограничению перемещения таким образом, чтобы части (320), соединяющие треки, всегда оставались полностью в

пределах фиксированных секций (1). Аэродинамические силы имеют тенденцию изгибать подвижные секции вверх, поэтому детали (320), соединяющие треки, должны быть сконструированы таким образом, чтобы сопрягаться с треками (310) таким образом, чтобы выдерживать приложенные изгибающие моменты и другие ожидаемые нагрузки без переплетения.

Для адаптивной системы крыла целесообразно использовать либо две, либо четыре направляющих дорожки (310). При использовании двух направляющих (310) одна может быть размещена вблизи внутренней верхней поверхности неподвижной секции (1), а другая вблизи внутренней нижней поверхности неподвижной секции (1), как показано на фиг. 7. Это обеспечивает одну дорожку (310) на подвижную секцию (320). При использовании четырех направляющих (310) одна может быть размещена на внутренней верхней передней поверхности неподвижной секции (1), одна - на внутренней верхней задней поверхности, один на внутренней нижней передней поверхности и один на внутренней нижней задней поверхности для обеспечения двух дорожек на подвижную секцию (2).

### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СООБРАЖЕНИЯ

[96] Этот раздел предназначен для того, чтобы дать общее представление о некоторых общих аэродинамических соображениях, касающихся конструкции крыла с переменным размахом. Он не должен быть ни подробным, ни тщательным. Представлен и обсужден простейший случай.

[97] В полете на сбалансированном режиме подъемная сила ( $L$ ) равна весу самолета ( $W$ ). По мере того как подвижные секции (2) выдвигаются наружу, площадь ( $S$ ) плоской формы крыла увеличивается, что, если все остальное остается постоянным, приводит к уменьшению нагрузки на крыло ( $W/S$ ).

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_y$$

[98] Вес воздушного судна ( $W$ ) и плотность воздуха ( $\rho$ ) постоянны, поэтому для поддержания сбалансированного горизонтального полета коэффициент подъемной силы ( $C_y$ ) крыла и/или скорость воздушного судна ( $V$ ) должны уменьшаться. Коэффициент подъемной силы ( $C_y$ ) является функцией угла атаки ( $\alpha$ ); максимальное аэродинамическое качество ( $K = C_y / C_x$ ) достигается при определенном угле атаки ( $\alpha$ ). Поэтому, как правило, предпочтительнее уменьшить скорость ( $V$ ). Некоторое уменьшение скорости ( $V$ ) происходит естественным образом без ввода управляющего сигнала, поскольку сопротивление ( $X$ ) увеличивается с увеличением площади (площадей) крыла

$$X = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

[99] Дальнейшее замедление скорости достигается за счет уменьшения дроссельной заслонки, что пилот может сделать вручную, или бортовой контроллер полета может сделать автоматически. Выдвижение подвижных секций наружу соответствует более медленному полету, меньшей тяге и меньшей потребляемой мощности.

[100] Продольный баланс, устойчивость и контроль должны быть обеспечены в каждом положении подвижной секции (2). Если аэродинамический центр крыла сместится слишком далеко вперед, то продольная устойчивость будет потеряна. Аналогично, если аэродинамический центр крыла смещается слишком далеко назад, то самолет станет чрезмерно "тяжелым", так что он не сможет взлететь.

[101] Аэродинамический центр профиля обычно находится вблизи его точки четверти хорды (+/- 5% от хорды). Подвижные секции (2) могут быть сконструированы с постоянной длиной

хорды (207) и без развертки таким образом, чтобы аэродинамический центр каждого профиля приходился на прямую боковую линию (рис. 3А, 209). В этом случае аэродинамический центр каждой подвижной секции (2) становится независимым от поступательного положения. Если, кроме того, аэродинамический центр каждой подвижной секции (2) размещается в том же продольном положении, что и аэродинамический центр неподвижной секции, тогда аэродинамический центр всего крыла становится независимым от поступательного положения подвижной секции, что обеспечивает постоянное поддержание продольной устойчивости. Чтобы сделать все как можно проще, фиксированный участок может иметь постоянную длину хорды (107) и без развертки. В этом случае линия четверти хорды подвижных секций (209) просто выравнивается с линией четверти хорды неподвижной секции (109), как показано на фиг. 3А.

[102] По мере того как подвижные секции выдвигаются наружу, размах крыла ( $b$ ) увеличивается. Если величина коэффициента момента для аэродинамических профилей подвижного сечения ( $C_m$ ) высока, то момент, оказываемый на крыло ( $M$ ), значительно изменится во время перемещения, а все остальное останется постоянным.

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_m$$

[103] В результате изменения момента самолет будет иметь тенденцию к тангажу по мере перемещения подвижных секций. На тенденцию к тангажу можно было бы повлиять с помощью входного сигнала управления тангажем, но углы отклонения поверхности управления должны оставаться близкими к нулю во время круиза. Тенденции к тангажу можно было бы противодействовать изменением угла атаки ( $\alpha$ ), что привело бы к изменению коэффициента момента ( $C_m$ ). Как указывалось ранее, предпочтительно, чтобы скорость полета ( $V$ ) уменьшалась по мере того, как подвижные секции выдвигаются наружу, поэтому система должна быть спроектирована таким образом, чтобы уменьшение скорости воздушного судна ( $V$ ) противодействует увеличению размаха ( $b$ ) и аэродинамического момента

( $M$ ) остается постоянным. Это может быть достигнуто за счет правильной конструкции аэродинамического профиля с учетом других соответствующих параметров самолета.

[104] Ситуация усложняется, если у самолета есть оперение, если это схема «утка» или если момент от неподвижной секции значительно изменяется со скоростью. В этом случае при проектировании также необходимо учитывать влияние этих компонентов самолета на момент тангажа с подвижной секцией. Суммарный эффект перемещения подвижной секции на момент тангажа должен быть близок к нулю при каждой крейсерской скорости, соответствующей каждому положению перемещения секций. Самый простой способ обеспечить это – выбрать или спроектировать аэродинамические профили, коэффициент момента которых близок к нулю в диапазоне угла атаки до сваливания (например, симметричные или слегка изогнутые аэродинамические профили).

[105] Программа проектирования крыльев переменного размаха была написана на основе простых теорий (например, теория тонкого аэродинамического профиля, теория конечного крыла) и разумных предположений. Крыло изменяемого размаха было предназначено для хвостового самолета, для которого нельзя использовать большой размах при взлете и посадке из-за чувствительности к порывам ветра. Крыло изменяемого размаха позволило самолету иметь короткое крыло при взлете, посадке и висении, а также иметь длинное крыло во время крейсерского полета. Размах крыла

увеличен примерно на 160% между полностью убраным и полностью выдвинутым состояниями, площадь формы крыла в плане увеличилось примерно на 100 %, крейсерская

скорость уменьшилась примерно на 35 %, а индуктивное сопротивление в крейсерском режиме уменьшилось примерно на 60 %.

## КОНСТРУКТИВНЫЕ ВАРИАНТЫ

[106] Крыло с переменным размахом может быть спроектировано множеством различных способов. Как правило, оно будет содержать одну неподвижную секцию (1) с лонжеронами (116, 117) и несущей обшивкой (118), две подвижные секции (2), торцевые крышки (4) с отверстиями для торцевых крышек (401) и приводную систему (3) для подвижных секций (2). Приводная система (3) может содержать направляющие (310), части (320), сопрягаемые с направляющими, приводные элементы (330) и зацепляющие элементы (340). Приводные элементы (330) взаимодействуют с зацепляющими элементами (340) для толкания и вытягивания подвижных секций (2) внутрь и наружу неподвижной секции (1) с учетом ограничений движения, создаваемых треком (310) и соединяющими трек частями (320).

[107] Для достижения поперечного перемещения подвижных секций (2) может быть использовано множество различных механизмов, в том числе: шестерни, шкивы, стойки, цепи, канаты, ремни, пазы, колышки и т.д. Система приведения в действие подвижных секций (3) требует, по меньшей мере, одного приводного элемента (330) для приведения подвижных секций (2) в движение. Движущий элемент (330) может быть реализован по разному. Одним из примеров приводного элемента (330) является человек, управляющий ручным управлением с помощью ряда тросов, шкивов и т.д. Другим примером может быть электрогидравлический привод с компьютерным управлением. Из множества потенциальных приводных элементов (330) наиболее предпочтительным является электрический двигатель (331). Двигатели (331) могут крепиться к неподвижным секциям (1), подвижным секциям (2) или практически к любой части воздушного судна.

## ВАРИАНТ РЕАЛИЗАЦИИ А1

[108] Набор вариантов осуществления изображен на фиг. 5-13. Для варианта осуществления А1 направляющая (310) имеет тип Т-образного паза (311), а соединяющая направляющую часть (320) имеет тип Т-образного ползуна (321). Приводными элементами (330) являются двигатели (331) и зубчатые головки (332); зацепляющими элементами (340) являются рейки (341), расположенные на переднем (116) и заднем (117) лонжеронах. Передний лонжерон (116) расположен ближе к передней кромке (101), а задний лонжерон (117) – ближе к задней кромке (102) фиксированной секции (1). Приводная система (3) использует два двигателя (331) на подвижные секции (2), каждый из которых встроен вблизи корней подвижных секций (2). Зубчатые головки (332) расположены на двигателях (331) и выступают за передний (201) и задний (202) края подвижных секций (2).

[109] Зубчатые головки (332) входят в зацепление со рейками (341), которые жестко прикреплены к лонжеронам (116, 117), расположенным внутри неподвижной секции (1), так что вращение зубчатой головки (332) вызывает перемещение подвижных секций (2). Вариант А1 имеет подвижные секции (2) со смещением по вертикали, которые перекрываются при вытягивании. Верхняя подвижная секция имеет зубчатые головки (332), расположенные под ее нижней поверхностью, а нижняя подвижная секция имеет зубчатые головки (332), расположенные над ее верхней поверхностью, что позволяет обоим подвижным секциям (2) использовать одни и те же стойки (341). [110] Вариант А1 также имеет дорожки (310) и сопрягаемые с дорожкой части (320), которые необходимы для бокового перемещения подвижных секций (2). Треки (310) прикреплены к

фиксированной секции (1) и проходить почти через весь ее пролет. Один трек (310) прикреплен к верхней внутренней поверхности обшивки неподвижной секции (118), а другой крепится к нижней внутренней поверхности обшивки фиксированной секции (118). Каждая дорожка (310) имеет Т-образный паз (311) для установки Т-образного ползуна (321).

[111] Верхняя подвижная секция, соединяющая направляющую часть (320), расположена над ее верхней поверхностью. Сопрягаемая с треком часть (320) нижней подвижной секции расположена под ее нижней поверхностью. Части (320), соединяющие треки, представляют собой Т-образные направляющие (321, фиг. 7), которые прикреплены к каждой подвижной секции (2) вблизи ее основания. Т-образные направляющие (321) довольно короткие по сравнению с пролетом подвижных секций (2), но их длина достаточна для поддержки ожидаемых нагрузок.

[112] Вариант А1 имеет только одну дорожку (310) на подвижную секцию (фиг. 5-7). Каждая дорожка (320) расположена вдоль линии (209) четверти хорды каждой подвижной секции (2), чтобы свести к минимуму скручивание подвижной секции. Воздушное судно должно управляться таким образом, чтобы подвижные секции (2) никогда не зависали, а нагрузки на крутящий момент (нагрузки, которые вызывают "скручивание" секции крыла) оставались достаточно малыми, чтобы избежать разрушения гусениц (310) и деталей, сопрягаемых с гусеницами (320).

#### ВАРИАНТ А2

[113] В варианте осуществления А1 использовались два двигателя (331) на подвижную секцию (2), а в общей сложности четыре двигателя. Использование четырех двигателей не является строго необходимым, и это исключает синхронизацию двигателей внутри и между подвижными секциями (2). Вариант осуществления А2 изображен на фиг. 8. В варианте осуществления А2 используется только один двигатель (331) на подвижную секцию. Лучше всего расположить каждый двигатель (331) и зубчатую головку (332) вблизи передних кромок (201) подвижных секций для минимизации расстояния между направляющими (310) и зубчатыми головками (332). При этом уменьшается нежелательный момент, что уменьшает нагрузку на трек (310) и сопрягаемые с треком детали (320), одновременно уменьшая сцепление. Два двигателя с задней кромкой (202) заменены стабилизаторами задней кромки (350). Стабилизаторы задней кромки варианта А2 (фиг. 9) содержат пружины, которые прижимают свободно вращающиеся головки зубчатых колес (332) к задней стойке (341) для стабилизации и сглаживания перемещения подвижной секции (2).

[114] Зубчатые головки (332) и стойки (341) могут быть заменены зубчатым колесом (333) и зубчатой рейкой (342, рис. 9), простой системой шпунта и паза, стержнем и пазом или некоторым другим набором сопрягаемых деталей с или без подпружинивания для стабилизации и сглаживания перемещения подвижной секции. Также могут быть включены смазка и/или подшипники.

#### ВАРИАНТ А3

[115] Вариант реализации А3 изображен на фиг. 10. Это эквивалентно вариантам А1 и А2, за исключением того, что в нем отсутствуют части вблизи задних кромок (202) подвижных секций, которые не являются строго необходимыми (например, 330, 340, 350).

#### ВАРИАНТ А4

[116] Вариант реализации А4 является предпочтительным вариантом осуществления системы приведения в действие (3); он изображен на фиг. 11. Вариант А4 имеет две ориентированные в боковом направлении Т-образные направляющие (311) (310). Одна дорожка (310)



расположена на внутренней верхней поверхности неподвижной секции (1), а другая (310) расположена на внутренней нижней поверхности неподвижной секции (1). Две направляющие (310) имеют соответствующие Т-образные направляющие (321), сопрягающие детали (320). Части (320), соединяющие направляющие, расположены вблизи корней и линий (209) четверти хорды подвижных секций (2). Приводным элементом (330) является один двигатель (331) с одной зубчатой головкой (332), расположенной вблизи основания каждой подвижной секции (2). Зацепляющие элементы (340) представляют собой одну зубчатую рейку (341), которая проходит сбоку вдоль верхней направляющей (310), и другую (342), которая проходит сбоку вдоль нижней направляющей (310).

#### ВАРИАНТ А5

[117] В варианте реализации А5 используются две параллельные направляющие (310) на подвижную секцию (2) в виде Т-образных пазов (311). Один набор параллельных дорожек (310) расположен вблизи внутренней верхней поверхности неподвижной секции (1). Другой набор параллельных дорожек (310) расположен вблизи внутренней нижней поверхности неподвижной секции (1). Каждая отслеживаемая сопрягаемая деталь (320) имеет раму (325), которая содержит окружающую прямоугольную конструкцию с внутренней Х-образной структурой, которая проходит приблизительно из угла в угол. Для варианта А5, изображенного на фиг. 13, имеется резьбовое отверстие возле каждого угла рамы (325). Резьбовой элемент (в данном случае нейлоновый болт) вкручивается в каждое из резьбовых отверстий; головка и стержень каждого резьбового элемента образуют Т-образный ползунок (321).

[118] В качестве альтернативы нейлоновые болты могут быть заменены трубчатыми валами, а на каждом трубчатом валу может быть расположен элемент качения (323, подобный подшипнику). Внутренняя часть трубчатого вала может быть снабжена резьбой таким образом, чтобы можно было использовать резьбовое крепежное устройство для закрепления каждого элемента качения (323) на соответствующем трубчатом валу. В этом случае элементы качения (323) будут действовать подобно головкам ранее упомянутых нейлоновых болтов, но с меньшим трением. В этом случае элементы качения (323) и резьбовые крепежные детали одновременно помещались бы в направляющие (310).

[119] Двигатель (331) крепится к раме (325); он имеет зубчатую головку (332), прикрепленную к его выходному валу (331). Зубчатая головка (332) входит в зацепление со стойкой (341), которая проходит вдоль одной из неподвижных параллельных дорожек (310) в каждом наборе. Двигатель (331) приводит во вращение зубчатую головку (332), которая приводит в действие поперечное перемещение подвижных секций (2).

[120] Левая и правая стороны прямоугольной конструкции рамы (325) имеют отверстия для рамы (329). В отверстиях (329) рамы размещены лонжероны (213), которые проходят через каждую раму (325) и соответствующую ей подвижную секцию (2) для прочного и жесткого соединения. Конструкция с двумя параллельными направляющими на подвижную секцию в варианте реализации А5 обеспечивает лучшую структурную поддержку, позволяющую выдерживать высокие нагрузки на кручение вокруг подвижной секции (2).

#### ВАРИАНТ РЕАЛИЗАЦИИ В

[121] Перемещения подвижных секций (2) равны по величине и противоположны по направлению. В результате крыло самолета (неподвижные + подвижные секции) всегда остается симметричным относительно плоскости симметрии (114), за исключением

незначительного смещения по вертикали, когда используется смещение по вертикали. Геометрическая симметрия позволяет летательному аппарату поддерживать сбалансированный полет в любом положении перемещения и позволяет приводить в действие обе подвижные секции с помощью одного двигателя (331), как показано на фиг.14-16.

[122] Имеется дискообразный элемент (334), размещенный внутри неподвижной секции (1) вблизи переднего края (101) наконечника. Дискообразный элемент (334) приводится в действие двигателем (331), который прикреплен к переднему лонжерону (116). Двигатель (331) имеет коробку передач, которая увеличивает крутящий момент и замедляет вращение.

[123] Длинный петлеобразный элемент (343) соединяет дискообразный элемент (334) с другим дискообразным элементом (334) эквивалентного диаметра, который пассивно вращается. Пассивно вращающийся дискообразный элемент (334) расположен внутри неподвижной секции (1) вблизи другого переднего края (101) наконечника. Когда двигатель (331) вращается, петлеобразный элемент (343) перемещается таким образом, что его верхний и нижний сегменты перемещаются в противоположных направлениях. Подвижные секции (2) или части (320), сопрягаемые с направляющими, прикреплены к элементу (343) в виде петли с помощью средства (344) крепления петли к секции.

[124] Характер средства крепления петли к секции будет зависеть от конкретного петлеобразного используемый элемент (343). Например, средство (344) для крепления петли к секции может представлять собой зажим, который прикреплен к подвижной секции (2) или соединительной детали (320) и который дополнительно закреплен на петлеобразном элементе с помощью резьбовых крепежных элементов или даже пары плоскогубцев. Зажим может быть простым куском металла, или хомутом для ремня, или хомутом для шланга. В качестве альтернативы,

к петлеобразному элементу (343) может быть прикреплен хомут, который дополнительно блокируется подвижной секцией (2) или частью (320), соединяющей треки. Кусок проволоки можно было бы обернуть вокруг или продеть нитку через соединяющую дорожку деталь (320), а затем обернутую вокруг петлеобразного элемента, или

в качестве средства крепления петли к секции можно использовать простой клей.

[125] Верхняя подвижная секция прикреплена к верхнему сегменту петлеобразного элемента (343), а нижняя подвижная секция прикреплена к нижнему сегменту петлеобразного элемента (343). Когда двигатель (331) и соответствующий ему приводной элемент (334) вращаются в одном направлении, подвижные секции (2) перемещаются наружу, когда двигатель (331) вращается в другом направлении, подвижные секции (2) перемещаются внутрь.

[126] Второй набор петлеобразного элемента и дискообразных элементов может быть добавлен рядом с задним лонжероном (117). Задний петлеобразный элемент и дискообразные элементы могут вращаться пассивно или приводиться в действие дополнительным двигателем (331). В качестве альтернативы вал двигателя от переднего двигателя может быть удлинен для одновременного привода дискообразных элементов спереди и сзади неподвижной секции.

[127] Одним из преимуществ варианта В является то, что использование одного двигателя (331) может повысить безопасность и надежность. Например, если в одном варианте осуществления двигатель (331) А4 выйдет из строя, то одна подвижная секция (2) будет двигаться, а другая останется неподвижной. Силы и моменты станут

несбалансированными, и самолет, скорее всего, разобьется. Если двигатель (331) варианта В выйдет из строя, то две секции (2) остановятся в равных и противоположных боковых положениях, что позволит управлять воздушным судном для его посадки. Недостатком

варианта В является то, что его части занимают больше места в неподвижной секции (1), что приводит к конструктивным компромиссам. Например, лонжероны (116, 117), возможно, придется отодвинуть дальше друг от друга, что ослабляет конструкцию неподвижной секции (1) и снижает ее жесткость. В качестве альтернативы, длина хорды (207) подвижной секции (2) может быть уменьшена, что уменьшает площадь крыла, добавляемую полностью расширенными подвижными секциями. Для варианта осуществления В фиксированная секция 21 будет иметь тенденцию быть более переполненной, что также может затруднить изготовление и сборку.

## ВАРИАНТ С

[128] Крыло с переменным размахом может иметь привязку подвижной секции при применении к определенным самолетам, подвергающимся определенным условиям нагрузки. Для таких случаев направляющие (310) и соединительные детали (320) могут быть сконструированы таким образом, чтобы специально избегать склеивания, как показано на рисунках 17-23.

[129] Детали (320), соединяющие треки, прикреплены к каркасу, содержащему два ребра в форме профиля (212) и два трубчатых лонжерона (213) на подвижную секцию (2), как показано на рисунке 17. Лонжероны (213) проходят через ребра жесткости (212) и подвижную секцию (2), соединяя их (фиг. 18). Детали (320), соединяющие направляющие, содержат угловые направляющие (322), которые содержат две перпендикулярные плоскости материала, которые прикрепляются к ребрам (212) в форме профиля, как показано на фиг. 19. Угловые ползунки (322) ориентированы таким образом, что каждая из двух основных плоскостей была смещена примерно на 45 градусов от горизонтальной плоскости (115). В каждой плоскости материала прорезаны два паза (324) для каждого углового ползунка (322). Эти пазы (324) позволяют элементам качения (323) проходить через угловые направляющие (322) и выступать наружу по направлению к направляющим (310). Внутреннее кольцо элементов качения (323) прикреплено к угловым направляющим (322). Наружное кольцо тел качения (323) свободно вращается относительно внутреннего кольца. Наружная цилиндрическая поверхность тел качения (323) контактирует с дорожками (310). Силы, передаваемые между треками (310) и частями, соединяющими треки (320) протекают через контактирующие поверхности. Элементы качения (323) вращаются вдоль направляющих (310) по мере перемещения подвижных секций (2). Средство крепления петли к секции (344) прикреплено к заднему угловому ползуну (322) в виде зажима для ремня, как показано на фиг. 20.

[130] Дорожки (310) проходят почти по всему периметру неподвижной секции (1) вблизи как ее переднего (101), так и заднего (102) краев (рис. 17). Дорожки (310) содержат плоскости материала, смещенные на 90 градусов одна от другой. Плоскости материала смещены примерно на 45 градусов от горизонтальной плоскости (115). Они образуют два V-образных угловых канала (312), один для верхнего сопрягаемого с треком части подвижной секции (320) и один для сопрягаемых с треком частей нижней подвижной секции (320). Передние направляющие (310) могут прикрепляться к (1) переднему лонжерону (116) неподвижной секции, или направляющие (310) могут действовать как направляющие (310), так и передний лонжерон (116) одновременно, будучи соединенными с внутренней верхней и внутренней нижней поверхностями обшивки неподвижной секции (118).

[131] Задняя направляющая (310) должна соответствовать задним кромкам (202) подвижных секций. Задние кромки (202) подвижных секций являются острыми и тонкими, что делает их непригодными для крепления деталей (320), сопрягаемых с направляющими на основе угла,

как показано на фиг. 21. Следовательно, детали (320), соединяющие гусеницы, прикреплены к подвижным секциям (2) дальше по потоку. Центральная направляющая (314) крепится к заднему лонжерону (117) неподвижной секции (1) и выступает вперед между задними кромками (202) подвижной секции (2). Задняя колея (310) имеет два треугольных части (313, 315). Верхний треугольник (313) прикреплен к внутренней верхней поверхности обшивки (118) фиксированной секции, а нижний треугольник (315) прикреплен к внутренней нижней поверхности обшивки (118) фиксированной секции. Три части (313, 314, 315) вместе образуют два V-образных канала, один для верхней подвижной секции (2) и один для нижней подвижной секции (2).

[132] Вариант С использует двигатель (331), петлеобразный элемент (343) и дискообразные элементы (334) варианта В, но с приводным двигателем (331), прикрепленным к заднему лонжерону (117) вместо переднего лонжерона (116). Вариант С имеет преимущество в том, что подвижные секции (2) защищены от переплета, но вариант С является более сложным, дорогим и тяжелым, чем предыдущие варианты.

#### ВАРИАНТ D

[133] Вариант D предоставляет пример крыла с переменным размахом с интегрированными в лонжерон треками (310) и стрингерами (119), как показано на рисунке 24. Стрингеры (119) помогают удерживать обшивку (118) неподвижной секции от чрезмерной деформации, сохраняя при этом большое свободное внутреннее пространство для размещения подвижных секций (2). В основании каждой подвижной секции (2) расположена двойная X-образная рама (325) для повышения жесткости и прочности (рис. 25). Рамы имеют отверстия (329) для размещения лонжеронов (213, фиг. 26). Лонжероны (213) адгезивно соединены с подвижными секциями (2) и рамами (325); лонжероны (213) проходят через отверстия (329) в рамах (325) и в соответствующие отверстия в подвижных секциях (2).

[134] Детали (320), соединяющие треки, приводятся в действие с помощью двигателя (331), петлеобразного элемента (343) и дискообразных элементов (334), которые показаны в разрезе и крупным планом на фиг. 27. Части (320), соединяющие переднюю направляющую, для каждой подвижной секции (2) имеют средство (344) крепления петли к секции, которое заставляет их перемещаться с помощью петлеобразного элемента (343). Соответствующая рама (325) передает натяжение ремня (343) на соответствующие части задней направляющей (320). Передняя и задняя части, соединяющие треки (320), содержат два отдельных подшипника (323), которые

ограничены для перемещения по щелевидным направляющим (316, фиг. 26). Пазообразные направляющие (316) проходят параллельно направлению перемещения подвижной секции (2). Пазообразные дорожки (316) содержат вставную прорезь (317), которая не проходит полностью через ее материал, а также коллинеарную прорезь (318) меньшей ширины, которая проходит полностью через ее материал (фиг. 27).

[135] Передние подшипники (323) прижаты к вставному пазу (317) с помощью двух пластин (327, 328), как показано на фиг. 27. Одна пластина непосредственно контактирует с лонжероном (116) - это скользящая пластина (327). Другая непосредственно контактирует с подшипниками (323) - это опорная пластина (328); пластины (327, 328) не обязательно должны быть прямоугольными. Скользящая пластина (327) изготовлена из нейлона, тефлона или какого-либо другого материала с низким коэффициентом трения.

[136] Рамы (325) имеют трубчатые порты (326) с резьбой на их внутренних поверхностях (фиг. 27). Отверстия (326) проходят через скользящую пластину (327), щелевидные направляющие (316) и подшипники (323). Несущая пластина (328) прижимается к отверстиям

(326) с помощью резьбовых креплений (фиг. 28). В задних сопрягаемых деталях гусеницы (320, фиг. 26) не используются средства крепления петли к секции.

(344), поэтому удобно, чтобы их опорные плиты (328) имели форму шайб.

[137] Две распорки (336) смещают двигатель (331) в сторону от направляющих (310), чтобы обеспечить пространство для зубчатого шкива (334, фиг. 27). Распорки (336) крепятся к лонжерону (116) с помощью резьбовых крепежных элементов (фиг. 28). Резьбовые крепежные детали также используются для крепления двигателя (331) к распоркам (336). Внутренняя распорка (336) более узкая, что позволяет средству крепления петли к секции (344) проходить поверх и под ней без контакта.

[138] Электронные упоры (345) могут быть добавлены к варианту D, как показано на фиг. 29. Когда опорная пластина (328) нажимает на спусковой крючок (346) электронного упора (345), двигатель (331) перестает вращаться в направлении, которое вызывает перемещение против упора (345). Для предотвращения чрезмерного выдвижения или втягивания подвижных секций (2) следует использовать два электронных упора (345). Чтобы провода не были короткими, оба электронных упора (345) могут быть размещены на стороне двигателя неподвижной секции (1). Удобно прикрепить электронные упоры (345) к модифицированной прокладке (337), как показано на фиг. 29.

[139] Калибровочный болт (347) может быть расположен на каждой опорной плите (328), как показано на фиг. 30. Конечные точки перемещения подвижной секции могут быть установлены путем тщательной регулировки калибровочного болта (347) до тех пор, пока один из его концов не ударит по соответствующему спусковому крючку (346) в точно нужном положении по перемещению.

[140] Проходящие по пролету стрингеры (119) для варианта D изображены на фиг. 29. Установочные отверстия (121) торцевой крышки (4) могут быть расположены на концах стрингеров (119) и лонжеронов (116, 117) для облегчения установки торцевых крышек (4). Специальные стрингеры (122) могут использоваться для того, чтобы лонжероны (116, 117) фиксированной секции могли скользить внутрь и наружу фиксированной секции (1) всякий раз, когда снимаются концевые крышки (4). Эта функция упрощает установку, ремонт и/или замену компонентов в пределах неподвижной секции (1), включая: лонжероны (116, 117), треки (310), детали для сопряжения треков (320), двигатели (331), ремни (343), шкивы (334, 335) и рамки (325). Лонжероны (116, 117) удерживаются на месте специальными стрингерами (122) и их креплением к концевым крышкам (4), которые дополнительно крепятся к концам других стрингеров (119). Торцевые крышки (4) должны быть такого размера, чтобы они слегка скользили в неподвижную секцию (1), чтобы обеспечить поддержку обшивки (118) неподвижной секции вокруг внутренней внешней периферии обшивки. Установленная торцевая крышка (4) изображена на фиг. 32.

## ВАРИАНТ E

[141] Вариант осуществления E изображен на рисунке 33. Торцевая крышка (4) для варианта E изображена на фиг. 34. Правая и левая торцевые крышки каждая имеют фланец (403), который выступает внутрь от внутренней поверхности торцевой крышки (4) вблизи ее периферии, как показано на фиг. 35А. Фланец (403) имеет форму наконечника-профиля неподвижной секции (1). Фланец (403) входит в кончик обшивки неподвижной секции (118) и помогает поддерживать обшивку неподвижной секции (118). Область снаружи фланца (403) прижимается к кончику обшивки фиксированной секции (118) таким образом, что торцевая крышка автоматически выравнивается и не может сдвинуться с места или дальше в

фиксированную секцию (1). Торцевая крышка (4) может быть изготовлена с помощью простого 3-осевого станка с ЧПУ.

[142] Торцевая крышка (4) имеет отверстия для размещения резьбовых крепежных элементов (402). Резьбовые крепежные детали (402) проходят через отверстия в торцевых крышках (4) и вкручиваются в резьбовые отверстия в торцевых крышках (319). Торцевые крышки (319) скользят по направляющим (310) на внешних краях направляющих (310) и крепятся к направляющим с помощью резьбовых крепежных элементов, как показано на фиг. 34. В результате сами направляющие (310) имеют постоянное поперечное сечение для простоты изготовления из экструдированного алюминия или цельного блока материала с прямым разрезом. Торцевые крышки (319) могут быть изготовлены с использованием 3-осевого станка с ЧПУ с дополнительными сквозными отверстиями (с резьбой или без резьбы) для размещения резьбовых крепежных элементов (402), проходящих через торцевую крышку (4). Крепление торцевых крышек (319) к направляющим (310) и дальнейшее крепление торцевых крышек (319) к торцевым крышкам (4) обеспечивает правильное выравнивание, ориентацию и позиционирование направляющих для плавного перемещения подвижной секции (2).

[143] Торцевые крышки (319), изображенные на рисунках 35А и 35В, представляют собой лишь одно из многих потенциальных средств крепления крышки к треку, которые обеспечивали бы правильное выравнивание, ориентацию и позиционирование треков в пределах фиксированной секции. Например, можно использовать пластиковые заглушки с отверстиями для резьбовых крепежных элементов (402), где пластиковые заглушки вставляются в каждый конец каждой дорожки (310) и приклеиваются на место. В этом случае торцевые крышки (4) могут быть прикреплены к направляющим (310) с помощью пластиковых заглушек. Тем не менее, рекомендуется избегать постоянного подключения.

соединение таким образом, чтобы заглушки можно было снять для легкого отсоединения сопрягаемых деталей (320) с направляющими (310) путем выдвижения сопрягаемых деталей (320) с одного конца направляющих (310). Другим средством крепления крышки к направляющей может быть сварка или припой металлической пластины или торцевой крышки (319) к концам каждой направляющей (310) с добавлением отверстий для резьбовых крепежных элементов (402). В качестве альтернативы направляющие (310) могут быть изготовлены без постоянных поперечных сечений таким образом, чтобы средство крепления крышки к гусенице могло быть встроено в треки (310). Торцевые крышки (319), заглушки или пластины также могут быть прикреплены к направляющим (310) или к торцевым крышкам (4) с использованием одного из многих возможных способов защелкивания, вставления или закручивания. Средство крепления крышки к направляющей также может быть расположено на торцевых крышках (4). Например, направляющие фланцы могут быть расположены на торцевых крышках (4), в которые направляющие будут непосредственно скользить и/или защелкиваться.

[144] Прямое или косвенное фиксирующее соединение между торцевыми крышками (4) и направляющими (310) строго необязательно. Например, торцевая крышка (4) может быть предотвращена от соскальзывания с отверстия наконечника фиксированной секции путем крепления торцевой крышки (4) к стрингерам (119, фиг. 31) или к ребру, расположенному вблизи наконечника фиксированной секции (1). Соответствующая торцевая крышка (4) затем может быть закреплена без фиксирующего соединения с направляющими, так что направляющие (310) могут быть правильно ориентированы,

позиционируется и удерживается на месте путем скольжения направляющих (310) в соответствующие фланцы или пазы в торцевых крышках (4) перед фиксацией торцевых

крышек на месте. Этот тип метода также представляет собой средство крепления покрытия к дорожке.

[145] Вариант Е, изображенный на фиг. 33, использует петлеобразный элемент (343), дискообразный элемент (334) и средство крепления петли к секции (344), как показано на фиг. 35А и 35В. Каждый дискообразный элемент (334) прикреплен к торцевой крышке (319). Верхний и нижний сегменты петлеобразного элемента проходят параллельно направляющим (310). Две дорожки (310) проходят поперек и параллельно друг другу вблизи передней кромки (101) неподвижной секции (1). Две дорожки расположены таким образом, что одна находится выше, а другая ниже. Еще две дорожки проходят поперек и параллельно друг другу дальше вниз по течению и расположены таким образом, что одна находится над другой. Все четыре дорожки проходят поперек и параллельно друг другу. Две верхние дорожки вмещают сопрягаемые детали (320) для верхней подвижной секции (2), в то время как две нижние направляющие (310) вмещают сопрягаемые детали (320) для нижней подвижной секции (2). Обратите внимание, что дорожки (310) расположены спереди и сзади, а не сверху и снизу на обшивке (118), как это было в случае вариантов, изображенных на фиг. 5-15.

[146] Треки (310), сопрягаемые с деталями (320) и вращающимися элементами (323) могут быть ориентированы относительно друг друга множеством различных способов. Цилиндрические элементы качения (323) предназначены для нагружения на их наружных цилиндрических поверхностях. Наибольшая сила, действующая на подвижную секцию (2), - это подъемная сила, которая в основном направлена вверх. Первичные элементы качения (323) и направляющие (310) должны быть ориентированы таким образом, чтобы подъемная сила не прижимала острую круглую кромку первичного элемента качения цилиндрической формы (323) к направляющей (310), а скорее вызывала внешнюю цилиндрическую поверхность первичного элемента качения цилиндрической формы. элементы (323), которые должны быть прижаты к направляющей (310) таким образом, чтобы не было тенденции к сцеплению. Пример ориентации элементов качения цилиндрической формы (323) приведен на фиг. 36А, который представляет собой вид сбоку в разрезе. Подъемная сила будет передаваться на трек через внешнюю цилиндрическую поверхность основного элемента качения (323), который расположен в центре. Два внешних подвижных элемента (323) предотвращают соскабливание основного элемента качения с внутренней боковой стенки направляющей (310).

[147] В качестве альтернативы, элементы качения (323) могут быть линейными подшипниками, которые включают шарикоподшипники сферической формы, как показано на фиг. 36В и описано в разделе "ОПРЕДЕЛЕНИЯ". Здесь направляющая (310) представляет собой прямоугольную трубу с треугольными канавками, вырезанными на ее верхней и нижней поверхностях. Шарикоподшипники вращаются внутри линейных подшипников и внутри треугольных канавок для уменьшения сопротивления движению.

[148] На фиг. 35В варианта Е изображен двигатель (331) и набор передач (338), которые приводят во вращение дискообразный элемент (334) для приведения в действие подвижной секции. Двигатель (331) и редуктор (338) крепятся к направляющим (310) с помощью кронштейна для установки двигателя (339). Двигатель установочный кронштейн (339) скользит по одному концу двух передних направляющих (310) перед установкой соответствующей торцевой крышки (319). Кронштейн для установки двигателя (339) удерживается на месте с помощью резьбовых крепежных элементов, клея или сварки. Двигатель (331) скользит в монтажный кронштейн двигателя (339) и удерживается на месте с помощью резьбовых крепежных элементов, которые проходят через пластину на монтажном кронштейне двигателя и в резьбовые отверстия, расположенные на круглой передней

поверхности корпуса двигателя. Задний набор направляющих (310) не включает двигатель (331), шкивы (334) или ремень (343).

[149] Внутренний узел варианта Е, показанный на фиг. 33-35В, содержит: две подвижные секции (2), четыре направляющие (310), четыре торцевые заглушки (319), один кронштейн для установки двигателя (339), один мотор (331), один редуктор (338), два дискообразных элемента (334), один петлеобразный элемент (343) и два комплекта деталей (320), сопрягающихся с треком, которые включают в себя рамы (325), средства крепления (344) и тела качения (323).

[150] Для установки весь внутренний узел может быть прикреплен к одной торцевой крышке (4), а затем вставлен в неподвижную секцию (1) с открытого конца неподвижной секции (1). Электрический провод для двигателя (331) должен быть подключен к источнику питания и источнику сигнала. Затем другая торцевая крышка (4) устанавливается на другом конце неподвижной секции (1) с помощью резьбовых крепежных элементов (402). Внутренний узел зажат между торцевыми крышками (1). Торцевые крышки (4) удерживаются на месте благодаря внутреннему контакту между обшивкой (118) и фланцами (403), а также контакту между областью торцевой крышки, окружающей фланцы (403), и концами обшивки (118) фиксированной секции. Крепление торцевых крышек (4) к направляющим (310) предотвращает их скольжение наружу от неподвижной секции (1). Таким образом, все части внутреннего узла автоматически выравниваются и готовы к использованию. Внутренний узел можно снять, сняв одну торцевую крышку (4), отсоединив провода от двигателя (331), а затем выдвинув внутренний узел в боковом направлении из неподвижной секции (1) через одно из отверстий в его наконечнике. Нет необходимости в каких-либо вырезах обшивки или панелях крыла, которые ослабили бы конструкцию неподвижной секции. Вариант Е является наиболее предпочтительным вариантом крыла с переменным размахом, поскольку его легко, удобно и недорого изготовить, установить и обслуживать. В отличие от варианта D, нет необходимости точно изготавливать, выравнивать и позиционировать массив стрингеров (119) или специальных стрингеров (122), к которым прикреплены концевые крышки (4).

[151] Модульная конструкция варианта Е позволяет при желании управлять самолетом без его внутренней сборки. Модульность также позволяет использовать обновленные внутренние сборки при улучшениях конструкции. Внутренний узел не следует интерпретировать как строго включающий все компоненты, как показано на фиг. 35А и 35В. Например, внутренняя сборка может состоять из множества различных наборов компонентов. Отдельный двигатель может быть присоединен к каждой подвижной секции и иметь зубчатую головку (332) на своем валу, которая входит в зацепление с рейкой (341) для привода перемещения подвижной секции, как ранее показано на фиг. 7-12. Фактически, внутренняя сборка вообще не должна включать подвижные секции (2), поскольку практически любые детали или компоненты могут быть установлены и демонтированы через отверстие наконечника с фиксированной секцией, включая специальный набор датчиков или дополнительные батареи.

## ПРИМЕНЕНИЕ САМОЛЕТА

Крыло изменяемого размаха может применяться на многих типах самолетов. Некоторые примеры приложений представлено и рассмотрено ниже.

### Садящийся на хвост

[152] Крыло с переменным размахом может быть как часть небольшого самолета VTOL. Самолет может стоять на своих хвостовых частях (фиг. 37). Он может взлетать вертикально,



зависать, а затем переходить из вертикальной ориентации в горизонтальную. Когда он переходит в горизонтальную ориентацию, он разгоняется и летит, как обычный самолет. Когда он готов приземлиться, он поднимается вверх и парит. Затем он начинает медленный вертикальный спуск, пока не упрется в землю. Его способность к СВВП позволяет самолету работать без взлетно-посадочных полос и летать “низко и медленно” в загроможденных условиях, со скоростью, дальностью и продолжительностью полета обычных самолетов с неподвижным крылом.

[153] Самолет имеет конструкцию летающего крыла; необходимо расположить центр масс самолета вперед (вверх по потоку) от его нейтральной точки для пассивной продольной устойчивости (по тангажу). Нейтральная точка также может называться фокусом воздушного судна. Необходимо иметь внутреннее пространство для хранения различных компонентов. Внутри крыла недостаточно места для хранения подвижных секций вместе со всеми необходимыми компонентами. Дополнительное пространство для размещения компонентов (приемник, батареи и т.д.) обеспечивается фюзеляжем (7), как показано на рисунке 1. Фюзеляж (7) лежит на плоскости симметрии самолета (114). Ему не обязательно принимать форму отдельного компонента; он может быть смешан с крылом. Фюзеляж имеет корпус (701) и может включать в себя одно или несколько окон (702) или прозрачных секций для размещения внутренних камер. Массы батареи (703) и электронного узла (704) способствуют смещению центра масс (112) самолета вперед для обеспечения продольной устойчивости.

[154] Самолет имеет гребни (6), которые действуют как опоры, на которых можно стоять. Гребни (оперение) (6) обеспечивают боковую устойчивость (по крену и рысканию) во время обычного полета. Они не имеют и не нуждаются в подвижных поверхностях управления, потому что рыскание контролируется с помощью дифференциальной тяги. Плавники (6) короткие и расположены ниже по потоку от винтов (803) в движительном встречном потоке (804, фиг. 3А), чтобы помочь киле предотвратить сваливание при маневрировании с высокой скоростью по рысканию или по крену. Гребни (6) расположены вблизи внешнего края неподвижной секции (1), чтобы уменьшить вихри законцовки крыла, когда подвижные секции (2) убраны. Размещение снаружи также обеспечивает более широкую базу для увеличения устойчивости в положении стоя. Гребни (6) стреловидны, чтобы обеспечить зазор между задней кромкой (102) неподвижной секции (1) и поверхностью земли. Гребни (6) имеют конусообразную форму и используют симметричные аэродинамические профили (603). Сужение улучшает аэродинамическую эффективность и обеспечивает соответствующую

легкая форма конструкции, способная успешно выдерживать изгибающие нагрузки при приземлении. Симметричные аэродинамические поверхности (603) используются для гашения нежелательных возмущений рыскания и крену в направлениях положительном и отрицательном, так и для предотвращения индуктивного сопротивления килей (6) во время полета вперед.

[155] Самолет имеет два вращающихся в противоположных направлениях винта (803) и двигатели (802) перед крылом. Они расположены симметрично относительно плоскости симметрии самолета (114, фиг. 3А). Направление вращения воздушного винта вокруг оси, направленной вперед, является положительным в соответствии с правилом правой руки для воздушного судна – правый воздушный винт, и отрицательным для воздушного судна – левый воздушный винт. В результате завихрение скользящего потока противодействует вихрям на концах крыла, которые вызваны воздухом с более высоким давлением под крылом, ускоряющимся вокруг законцовок крыла в направлении воздуха с более низким давлением над крылом. Вихри на концах крыльев увеличивают лобовое сопротивление и снижают

аэродинамическую эффективность, особенно для крыльев с малым удлинением. Когда подвижные секции убираются (рис. 2), крыло имеет очень малое удлинение, а его винты (803), вращающиеся в противоположных направлениях, расположены на концах крыльев.

[156] Двигатели (802) обеспечивают достаточную мощность для воздушных винтов (803) для создания тяги, значительно превышающей вес воздушного судна. Двигатели (802) прикреплены к гондолам (801), которые выступают вверх по потоку от передней кромки крыла, что помогает смещать центр масс вперед для улучшения продольной устойчивости.

[157] Самолет имеет две подвижные поверхности управления, называемые элевонами (5), которые расположены симметрично относительно плоскости симметрии самолета (114) вблизи внешней задней кромки крыла. Элевоны (5) могут отклоняться симметрично для обеспечения управления по тангажу (рис. 38) или дифференцированно для обеспечения управления по крену (фиг. 39). Для функционирования элевоны (5) должны иметь поток воздуха над ними, который традиционно обеспечивается сильным свободным потоком. Существующему нетрадиционному самолету с хвостовым оперением также необходим поток воздуха над его элевонами (5) во время полета на висении, поэтому элевоны (5) расположены за пропеллерами (803). Скользящие потоки пропеллера (804) обеспечивают сильный поток воздуха над каждым элевоном (5) во время взлета, посадки, полета на очень низкой скорости и зависания. [158] Если пользователь хотел бы использовать обычный взлет и посадку в качестве опции, то может быть установлено шасси (9). Рекомендуются трехколесная конфигурация с одним носовым колесом (901) и двумя задние колеса (902), как показано на фиг. 40.

### **Мультикоптер**

[159] Крылатый многороторный самолет типа VTOL типа “прыжок” менее чувствителен к порывам ветра, чем самолет с хвостовым оперением, поскольку его крыло не ориентировано бортом к ветру во время зависания. Комбинируя мультиротор с крылом переменного размаха, дизайнер может добиться превосходных характеристик зависания даже в штормовых условиях. Это также позволяет пользователям пользоваться преимуществами более высоких скоростей полета, более эффективного полета в более широком диапазоне крейсерских скоростей и другими преимуществами, которые обеспечивает крыло с изменяемой стреловидностью, как описано ранее.

[160] Пример применения многороторного СВВП представлен на фиг. 41. Для этого применения необходимо иметь по крайней мере три пропеллера; можно использовать четыре или более. Для баланса и управления во время зависания необходимо иметь по крайней мере один пропеллер впереди центра масс воздушного судна, по крайней мере один сзади центра масс воздушного судна, по крайней мере один пропеллер слева от центра масс воздушного судна и по крайней мере один пропеллер справа от центра масс воздушного судна, как показано на фиг. 41. Все пропеллеры вместе должны создавать достаточную восходящую тягу, чтобы позволить самолету зависнуть.

[161] Многороторный СВВП должен иметь средство создания тяги вперед для приведения в движение, что может быть достигнуто с помощью одного или нескольких винтов, направленных вперед. Чтобы избежать ненужного “мертвого груза” во время зависания, предпочтительно использовать один или несколько пропеллеров, которые могут быть направлены вверх во время зависания и наклоняться вперед не менее чем на 60 градусов для прямого полета. Для примера самолета два передних винта могут наклоняться вперед примерно на 90 градусов.

[162] Дифференциальная тяга используется для управления вращением самолета вокруг одной или нескольких осей во время полета на висении. Разница в тяге влево-вправо приводит к крену, в то время как разница в тяге вперед-назад создает тангаж. Если используется четное количество пропеллеров, то половина будет вращаться по часовой стрелке, а другая половина - против часовой стрелки, так что реактивный момент на корпусе будет равен нулю. Кроме того, подача большей мощности на винты по часовой стрелке и меньшей на винты против часовой стрелки создает ненулевой суммарный реактивный момент, который можно использовать для управления рысканием.

[163] Во время обычного прямого полета управление может быть достигнуто многими способами. На фиг. 41 задний пропеллер можно использовать для регулирования тангажа (если он не вращается сзади для создания тяги вперед). В качестве альтернативы для управления тангажом можно использовать руль высоты или два элевона. Два элевона также могут обеспечивать управление креном, или для управления креном можно использовать асимметричное удлинение подвижных секций.

### **Биплан**

[164] Пример применения биплана приведен на фиг.42. Он состоит из двух крыльев переменной длины, которые смещены по вертикали друг от друга. Два крыла переменной стреловидности также могут быть смещены друг от друга в продольном направлении, что, как правило, предпочтительнее для общих аэродинамических характеристик. Каждое крыло состоит из одной неподвижной секции, двух подвижных секций и системы приведения в действие подвижной секции. Подвижные секции перекрываются внутри неподвижных секций. Приводные системы используют треки и детали, сопрягаемые с треками.

[165] Биплан имеет две гондолы (801), движители (802) и пропеллеры (803), расположенные выше по потоку от передней кромки (101) и по направлению к внешним краям неподвижных секций (1). Законцовки крыльев подвижной секции для верхнего и нижнего крыльев были соединены с помощью комбинированных ребер / крылышек (6), которые обеспечивают боковую устойчивость, уменьшение вихревых колебаний на концах и усиление конструкции.

### **Летающее крыло со стреловидностью**

[167] Крылья с переменным размахом могут быть применены к обычным конструкциям самолетов. Фиг. 44 иллюстрирует применение, в котором воздушное судно имеет одно крыло и т-образное оперение. Крыло имеет средний угол поперечного V более 3 градусов для лучшей устойчивости по крену, но высокий угол поперечного V (124) мешает перекрытию подвижных секций при полном убирании. Оперение содержит управляющие поверхности, предназначенные для обеспечения управления самолетом по тангажу и крену.

[168] Для обычных самолетов следует учитывать горизонтальный стабилизатор и хвостовые части, чтобы сохранить продольную устойчивость при выдвигении подвижной секции. Примеры методов включают: использование системы крыла с переменным размахом для горизонтального стабилизатора и/или изменение угла его установки, использование симметричных или слегка изогнутых аэродинамических профилей (203) для подвижных секций и/или использование и соответствующая комбинация стреловидности (123) и поворота для подвижных секций.

### **Дополнительное уточнение**

[169] Сфера применения и идея крыла с переменным размахом охватывают аналогичные системы, которые влияют на значительное изменение размаха аэродинамических

поверхностей, по существу похожих на крыло, включая: горизонтальные стабилизаторы, вертикальные стабилизаторы, плавники, крылышки и части V-образного оперения.

[170] В то же время как вышеупомянутое письменное описание летательного аппарата и крыла с изменяемым размахом позволяет человеку, обладающему обычными навыками в данной области техники, создавать и использовать то, что в настоящее время считается наилучшим способом, те, кто обладает обычными навыками в данной области, поймут и оценят существование вариаций, комбинаций и эквивалентов конкретного варианты осуществления, процессы и примеры здесь. Следовательно, изобретение не должно ограничиваться описанными выше вариантами осуществления, процессами и примерами, но всеми вариантами осуществления и процессами в рамках объема и духа изобретения.

## Формула изобретения

1. Крыло с изменяемым размахом для летательного аппарата, содержащее:
  - (a) неподвижную секцию; неподвижная секция, содержащая:
    - (i) обшивку фиксированной сесекции;
      - (1) где обшивка фиксированной секции образует поверхность крыла, создающую подъемную силу;
    - (ii) аэродинамические профили, аэродинамические профили содержащие:
      - (1) круглую переднюю кромку;
      - (2) относительно острую заднюю кромку;
    - (iii) левый наконечник, левый наконечник, содержащий отверстие наконечника;
    - (iv) правый наконечник, правый наконечник, содержащий отверстие наконечника;
  - (b) верхнюю и нижнюю подвижные секции, каждая из которых содержит:
    - (i) аэродинамические поверхности с подвижной секцией, аэродинамические поверхности с подвижной секцией (203) включающие:
      - (1) закругленную переднюю кромку;
      - (2) относительно острую заднюю кромку;
    - (ii) где две подвижные секции смещены друг относительно друга по вертикали;
    - (iii) где верхняя подвижная секция перемещается по существу в боковых направлениях через одно из отверстий наконечника в фиксированную секцию и из нее;
    - (iv) где нижняя подвижная секция перемещается по существу в боковых направлениях через другое торцевое отверстие в фиксированную секцию и из нее;
    - (v) где две подвижные секции перекрывают друг друга в пределах фиксированной секции при полном втягивании;
  - (c) набор раздвижных механизмов, предназначенных для облегчения перемещаться двум подвижным секциям в боковых направлениях в фиксированную секцию и из нее, набор раздвижных механизмов, включающий:
    - (i) не менее двух треков; а также
    - (ii) по крайней мере, две части, соединяющие треки;
    - (iii) где каждый трек расположен в пределах фиксированного участка;
    - (iv) где каждый трек не перемещается с двумя подвижными секциями;
    - (v) где, по меньшей мере, одна из сопрягаемых деталей прикреплена вблизи основания верхней подвижной секции и перемещается вдоль, по меньшей мере, одной из дорожек для направления перемещения верхней подвижной секции;
    - (vi) где, по меньшей мере, одна из сопрягаемых деталей прикреплена вблизи основания нижней подвижной секции и перемещается вдоль, по меньшей мере, одной из дорожек для направления перемещения нижней подвижной секции.
2. Крыло изменяемого размаха для самолета по п. 1,
  - (a) где по крайней мере некоторые аэродинамические поверхности фиксированной секции
    - (i) имеют максимальную толщину более 6% длины хорды, и
    - (ii) имеют максимальную толщину больше, чем у аэродинамических профилей подвижной секцией;
  - (b) где по крайней мере некоторые аэродинамические поверхности подвижной секции
    - (i) имеют длину хорды от 30 до 70% средней геометрической длины хорды фиксированной секции,
  - (c) где каждая подвижная секция в полностью выдвинутом положении имеет геометрию, которая попадает в следующие пределы угловой величины:
    - (i) угол поперечного  $V \leq 3$  градусов,
    - (ii) размытость  $\leq 5$  градусов, и

(iii) стреловидность по передней кромке  $\leq 6$  градусов.

3. Крыло изменяемого размаха для летательного аппарата по п.1, дополнительно содержащее:

- а) левую и правую торцевые крышки, причем каждая торцевая крышка содержит отверстие в торцевой крышке;
- (b) где левая торцевая крышка расположена над отверстием левого конца неподвижной секции;
- (с) где правая торцевая крышка расположена над отверстием на правом конце неподвижной секции;
- (d) где каждое отверстие в торцевой крышке имеет такие размеры и форму, чтобы каждая из подвижных секций проходила через отверстие в торцевой крышке.

4. Крыло изменяемого размаха для летательного аппарата по п.1, дополнительно содержащее:

- (a) один или несколько электронных фиксаторов;
- (b) где один или несколько электронных фиксаторов предназначены для предотвращения чрезмерного выдвижения или чрезмерного втягивания соответствующих подвижных секций.

5. Крыло изменяемого размаха для летательного аппарата по п.1, дополнительно содержащее:

- (a) два приводных механизма, где один приводной механизм служит для каждой из двух подвижных секций, каждый приводной механизм дополнительно содержит:
  - (i) по крайней мере один двигатель; а также
  - (ii) по крайней мере одно зубчатое колесо;
  - (iii) где по меньшей мере одна головка редуктора прикреплена по меньшей мере к одному двигателю;
  - (iv) где по крайней мере один двигатель прикреплен к соответствующей подвижной секции, или к ответной части гусеницы, прикрепленной к соответствующей подвижной части;
  - (v) где по меньшей мере один двигатель расположен вблизи основания подвижной секции;
  - (vi) где по меньшей мере один двигатель перемещается вместе с подвижной секцией;
- (b) по крайней мере одна рейка;
  - (i) где по крайней мере одна стойка не перемещается вместе с подвижной секцией;
  - (ii) где по меньшей мере одна зубчатая головка входит в зацепление по меньшей мере с одной рейкой;
  - (iii) когда вращение по меньшей мере одной зубчатой головки относительно по меньшей мере одной стойки приводит к перемещению подвижной секции;
  - (iv) где по крайней мере одна стойка расположена в пределах фиксированной секции;
- в) комплект выдвижных механизмов:
  - (i) где каждый из треков проходит по существу поперек большей части фиксированной секции;
  - (ii) где по крайней мере один из треков расположен над верхней подвижной секцией рядом с внутренней верхней поверхностью обшивки фиксированной секции;
  - (iii) если по крайней мере один из треков расположен под нижней подвижной секцией вблизи внутренней нижней поверхности обшивки неподвижной секции.

6. Крыло изменяемого размаха для летательного аппарата по п.5, дополнительно содержащее:

- а) передний лонжерон;
  - (b) где по крайней мере одна рейка расположена на переднем лонжероне;
  - (с) при этом для каждого приводного механизма:
    - (i) имеется один двигатель; а также
    - (ii) имеется одноа зубчатое колесо;
    - (iii) где головка зубчатого колеса выступает вперед вблизи передней кромки подвижной секции.
7. Крыло изменяемого размаха для самолета по п.5,
- (a) в котором имеется не менее двух реек;
  - (b) где одна из по крайней мере двух реек расположена на направляющей, расположенной над верхней частью подвижной секцией вблизи внутренней верхней поверхности обшивки неподвижной секции; и
  - (с) где одна из, по меньшей мере, двух реек расположена на направляющей, расположенной под нижней подвижной секцией вблизи внутренней верхней поверхности обшивки неподвижной секции внутренней нижней поверхности обшивки фиксированной секции.
8. Крыло изменяемого размаха по п.1,
- (a) в котором есть четыре трека, четыре трека, состоящие из верхнего переднего трека, верхнего заднего трека, нижнего переднего трека и нижнего заднего трека;
    - (i) где верхняя передняя направляющая и нижняя передняя направляющая расположены вблизи передней кромки неподвижной секции;
    - (ii) где верхняя передняя направляющая расположена над нижней передней направляющей;
    - (iii) где верхняя задняя направляющая и нижняя задняя направляющая расположены по направлению к задней кромке неподвижной секции;
    - (iv) где верхняя задняя направляющая расположена над нижней задней колеей;
    - (v) где верхняя передняя и верхняя задняя направляющие вместе направляют перемещение верхней подвижной секции;
    - (vi) где нижняя передняя и нижняя задняя направляющие вместе обеспечивают перемещение нижней подвижной секции;
    - (vii) где все четыре направляющих параллельны друг другу;
    - (viii) где все четыре направляющих проходят по существу поперек фиксированной секции.
9. Крыло изменяемого размаха для самолета по п.5,
- (a) при этом каждая сопрягающаяся с треком часть содержит:
    - (i) одну прикрепленную раму; прикрепленная рама, содержащая:
      - (1) два или более вертикально ориентированных резьбовых отверстия;
    - (ii) как минимум два резьбовых крепления; а также
    - (iii) один из двух приводных механизмов;
    - (iv) где каждая из прикрепленных рам прикреплена к одной из подвижных секций возле корня подвижного отдела;
    - (v) где приводной механизм прикреплен к раме;
    - (vi) где приводной механизм перемещается вместе с подвижной секцией;
    - (vii) где головки по меньшей мере двух резьбовых крепежных элементов входят в направляющие, которые направляют перемещение сопрягаемой с направляющей подвижной секции.
10. Крыло изменяемого размаха по п.1, отличающееся тем, что крыло изменяемого размаха дополнительно содержит:
- (a) один или несколько приводных механизмов петли, причем каждый приводной механизм петли состоит из:
    - (i) двух дискообразных элемента;

- (ii) одного петлеобразного элемента, причем петлеобразный элемент содержит:
    - (1) верхний сегмент;
    - (2) нижний сегмент;
  - (iii) по меньшей мере один приводной двигатель;
  - (iv) где каждый из двух дискообразных элементов может вращаться;
  - (v) где по крайней мере один дискообразный элемент приводится в движение по крайней мере одним приводным двигателем;
  - (vi) где петлеобразный элемент расположен вокруг каждого из двух дискообразных элементов, образующих верхний сегмент и нижний сегмент;
  - (b) где каждая подвижная секция прикреплена, прямо или косвенно, к петлеобразному элементу, по меньшей мере, одного или более приводных механизмов петли;
  - (c) где при вращении дискообразного элемента:
    - (i) петлеобразный элемент перемещается по периферии дискообразного элемента так, что верхний сегмент петлеобразного элемента движется в противоположном направлении нижнего сегмента петлеобразного элемента; а также
    - (ii) где петлеобразный элемент перемещает две подвижные секции в противоположных направлениях внутрь и из фиксированной секции.
11. Крыло изменяемого размаха по п.1, в котором каждая сопрягаемая с треком часть (320) включает:
- (a) одну или несколько рам;
  - (b) уголкового ползунки, причем уголкового ползунки включают:
    - (i) две приблизительно перпендикулярные плоскости материала;
    - (ii) по меньшей мере один паз в каждой перпендикулярной плоскости;
    - (iii) по меньшей мере один элемент качения, частично проходящий через по меньшей мере один паз.
  - (c) где каждая из рам прикреплена к одной из подвижных секций вблизи основания подвижной секции;
  - (d) где элементы качения в каждой части, соединяющей треки, вписываются в направляющие, которые направляют перемещение подвижной секции.
12. Крыло с переменным размахом по п.1,
- (a) в котором для набора механизмов скольжения:
    - (i) по крайней мере две дорожки имеют щелевидную форму;
    - (ii) по меньшей мере две направляющие в виде пазов проходят параллельно направлению перемещения подвижной секции;
    - (iii) по меньшей мере две щелевидные дорожки, каждая из которых содержит:
      - (1) вставной паз, который не проходит полностью через его материал;
      - (2) коллинеарную щель меньшей ширины, проходящая полностью через ее материал;
  - (b) где каждая из, по меньшей мере, двух сопряженных частей трека содержит, по меньшей мере, два отдельных элемента качения;
  - (c) где по меньшей мере два отдельных элемента качения расположены в одной из направляющих, похожих на пазы;
  - (d) где отверстия проходят через коллинеарные пазы и элементы качения;
13. Крыло изменяемого размаха по п.3,
- (a) где правая и левая торцевые крышки дополнительно содержат:
  - (a) где каждая из правой и левой концевых крышек дополнительно содержит:
    - (i) внутренняя поверхность; и
    - (ii) внешняя поверхность;
  - (b) где крыло с переменным размахом дополнительно содержит:
    - (i) две торцевые крышки;
    - (ii) где каждая из торцевых крышек прикреплена к внутренней поверхности одной из торцевых крышек;



- (iii) где торцевые заглушки прикреплены к направляющим на концевых краях направляющих;
  - (iv) где крепление направляющих, торцевых крышек и торцевых крышек помогает правильно выровнять и расположить направляющие.
14. Крыло с переменным размахом по п.3,
- (a), где правая и левая концевые крышки дополнительно содержат:
    - (i) фланец; и
    - (ii) внутреннюю поверхность;
  - (b) где фланец выступает внутрь от внутренней поверхности торцевой крышки вблизи периферии торцевой крышки;
  - (c) где фланец имеет форму кончика профиля неподвижной секции
  - (d) где фланец входит в отверстие наконечника неподвижной секции;
  - (e) где внешняя периферия правой торцевой крышки больше, чем внешняя периферия фланца, так что внутренняя поверхность правой торцевой крышки соприкасается с неподвижной секцией;
  - (f) где внешняя периферия левой торцевой крышки больше, чем внешняя периферия фланца, так что внутренняя поверхность левой торцевой крышки соприкасается с неподвижной секцией.
15. Крыло изменяемого размаха по п.3,
- (a) дополнительно содержащее средство крепления крышки к треку;
  - (b) где правая торцевая крышка крепится к правому концевому концу по меньшей мере одной из дорожек с помощью средства крепления крышки к дорожке и
  - (c) где левая торцевая крышка крепится к левому концевому концу по меньшей мере одной из дорожек с помощью средства крепления крышки к дорожке крепежные средства,
  - (d) позволяющие скользящему механизму и двум подвижным секциям надежно помещаться внутри неподвижной секции между двумя торцевыми крышками,
  - (e) позволяя скользящему механизму и двум подвижным секциям выдвигаться из неподвижной секции через одно из отверстий наконечника, когда по меньшей мере одна торцевая крышка снята,
  - (f) позволяя скользящему механизму и двум подвижным секциям скользить в неподвижную секцию через одно из отверстий наконечника, когда на по крайней мере, одна торцевая крышка снимается.
16. Крыло изменяемого размаха без перекрытия для летательного аппарата, содержащее:
- a) фиксированную секцию; фиксированная секция, содержащая:
    - (i) обшивку фиксированной секции;
      - (1) где обшивка неподвижной секции образует подъемную силу поверхности крыла;
    - (ii) аэродинамические поверхности фиксированной секции, некоторые из аэродинамических поверхностей с фиксированным сечением включают:
      - (1) закругленную переднюю кромку; а также
      - (2) относительно острую заднюю кромку;
  - (b) верхнюю и нижнюю подвижные секции, каждая подвижная секция содержит:
    - (i) аэродинамические поверхности подвижной секции, некоторые из аэродинамических поверхностей с подвижной секцией включают:
      - (1) закругленную переднюю кромку; а также
      - (2) относительно острую заднюю кромку; а также
    - (ii) приводной механизм, причем приводной механизм дополнительно содержит:
      - (1) по крайней мере один двигатель; а также
      - (2) по крайней мере одну зубчатую головку;
      - (3) где по меньшей мере одна головка редуктора прикреплена по меньшей мере к одному двигателю;

- (iii) где каждый двигатель расположен рядом с корнем соответствующего подвижной секции;
- (iv) где каждый двигатель прикреплен к подвижной секции или сопрягаемой с треком части прикреплен к подвижной секции;
- (v) где по меньшей мере один двигатель перемещается вместе с подвижной секцией;
- (с) набор скользящих механизмов, предназначенных для облегчения двух подвижных секций перемещаться по существу в боковых направлениях в фиксированную секцию и из нее, набор раздвижных механизмов, включающие:
  - (i) не менее двух треков; а также
  - (ii) не менее двух частей, сопрягающихся с треками;
  - (iii) если каждый трек расположен в пределах фиксированной секции,
  - (iv) где каждый трек не перемещается с двумя подвижными секциями,
  - (v) где по крайней мере одна из частей, сопрягающаяся с треком, прикреплена к основанию верхней части подвижной секции и перемещается по одному из треков, чтобы направлять перевод верхней подвижной секции,
  - (vi) где по крайней мере одна из частей, сопрягающаяся с треком, прикреплена к основанию трека нижней подвижной секции и перемещается по крайней мере по одной из направляющих для направления перевода нижней подвижной секции,
  - (vii) где каждый из треков проходит по существу по размаху большей части фиксированной секции (1),
- (d) не менее одной рейки;
  - (i) где каждая рейка расположена в фиксированной секции;
  - (ii) где каждая рейка не перемещается вместе с двумя подвижными секциями;
  - (iii) где каждая головка зубчатого колеса входит в зацепление с одной из зубчатых реек;
  - (iv) когда вращение каждой из головок шестерен относительно одной из реек вызывает перемещение двух подвижных секций.

17. Альтернативное неперекрывающееся крыло изменяемого размаха для самолета, содержащее:

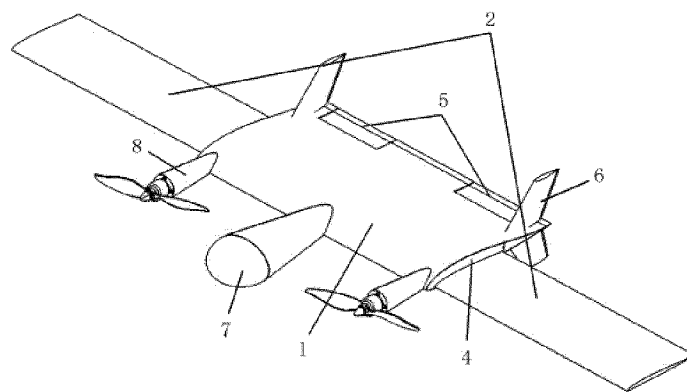
- (а) фиксированную секцию (1); фиксированная секция, содержащая:
  - (i) обшивку фиксированной секции;
    - (1) где обшивка неподвижной секции образует подъемную силу поверхности крыла;
  - (ii) аэродинамические профили фиксированной секции, аэродинамические профили фиксированной секции включают:
    - (1) закругленная передняя кромка; а также
    - (2) относительно острая задняя кромка;
- (b) верхнюю и нижнюю подвижные секции, каждая подвижная секция содержит:
  - (i) аэродинамические профили подвижной секцией, аэродинамические профили подвижной секцией включают:
    - (1) закругленную переднюю кромку; а также
    - (2) относительно острую заднюю кромку; а также
- (с) набор механизмов скольжения, предназначенных для облегчения перемещения двух подвижных секций в боковых направлениях в фиксированную секцию и из нее, а также набор раздвижных механизмов (3), содержащих:
  - (i) не менее двух треков; а также
  - (ii) не менее двух частей, сопрягающихся с треком;
  - (iii) где каждый трек расположен в пределах фиксированного участка;
  - (iv) где каждый трек не перемещается с двумя подвижными секциями;
  - (v) где по крайней мере одна из частей, сопрягающаяся с треком, прикреплена к основанию верхней части подвижной секции и перемещается по крайней мере по одному из треков для обеспечения перемещения верхней подвижной секции;

- (vi) где по крайней мере одна из частей, сопрягающихся с треком, прикреплена к основанию трека нижней подвижной секция и перемещается по крайней мере по одной из направляющих для обеспечения перемещения нижней подвижной секции;
- (d) один или несколько приводных механизмов петли, причем каждый приводной механизм петли содержит:
  - (i) два дискообразных элемента;
  - (ii) один петлеобразный элемент; петлеобразный элемент, содержащий
    - (1) верхний сегмент; а также
    - (2) нижний сегмент;
  - (iii) по меньшей мере один приводной двигатель;
  - (iv) где каждый из двух дискообразных элементов может вращаться,
  - (v) где по крайней мере один дискообразный элемент соединен по крайней мере с одним приводным двигателем;
  - (vi) где петлеобразный элемент расположен вокруг каждого из двух дискообразных элементов, образующих верхний сегмент и нижний сегмент;
- (e) где каждая подвижная секция прикреплена к петлеобразному элементу одного из одного или большего количества петлевых приводных механизмов,
- (f) где при вращении дискообразного элемента:
  - (i) петлеобразный элемент перемещается по периферии дискообразного элемента так, что верхний сегмент петлеобразного элемента движется в противоположном направлении нижнего сегмента петлеобразного элемента; а также
  - (ii) где петлеобразный элемент перемещает две подвижные секции в противоположных направлениях в/из фиксированной секции.

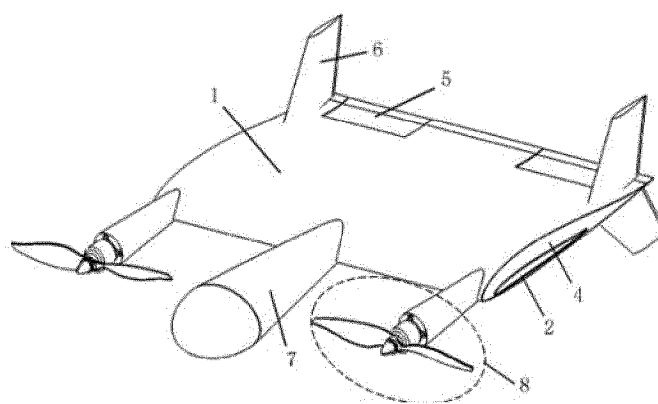
18. Самолет, содержащий:

- (a) не менее одной фиксированной секции; фиксированная секция, содержащая:
  - (i) обшивку фиксированной секции;
    - (1) где обшивка неподвижной секции образует подъемную силу поверхности крыла;
  - (ii) аэродинамические профили фиксированной секции, аэродинамические профили фиксированной секции включают:
    - (1) закругленную переднюю кромку; а также
    - (2) относительно острую заднюю кромку;
  - (iii) левый наконечник, левый наконечник, содержащий отверстие наконечника;
  - (iv) правый наконечник, правый наконечник, содержащий отверстие наконечника;
- (b) верхняя и нижняя подвижные секции, каждая подвижная секция, содержащая:
  - (i) аэродинамические профили подвижного сечения, некоторые из аэродинамических профилей подвижного сечения, содержащие:
    - (1) круглую переднюю кромку; и
    - (2) относительно острую заднюю кромку; и
  - (ii) где две подвижные секции смещены по вертикали друг от друга;
  - (iii) где верхняя подвижная секция перемещается по существу в боковых направлениях через одно из отверстий наконечника в неподвижную секцию и из нее;
  - (iv) где нижняя подвижная секция перемещается по существу в боковых направлениях через другое отверстие наконечника в неподвижную секцию и из нее;
  - (v) где две подвижные секции перекрывают друг друга внутри неподвижной секции при полном втягивании;
  - (vi) набор механизмов скольжения, предназначенных для облегчения перемещения двух подвижных секций по существу в боковых направлениях в неподвижную секцию и из нее, набор механизмов скольжения, включающий:
    - (1) не менее двух треков; а также
    - (2) не менее двух сопрягаемых частей треков;

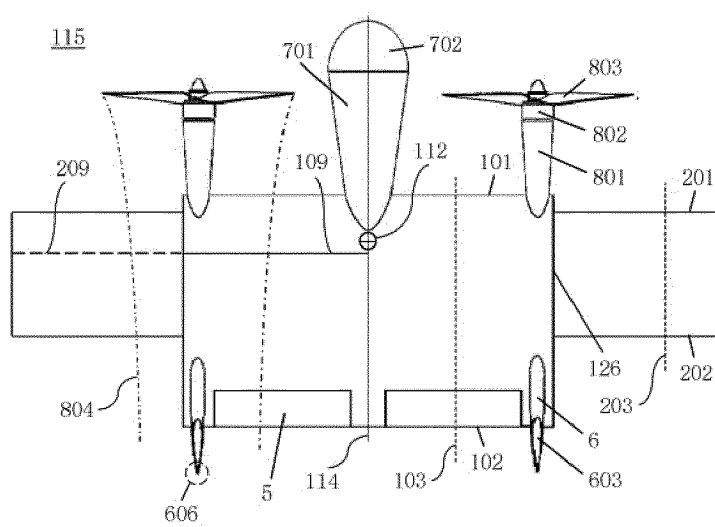
- (3) где треки и сопрягаемые с треками части облегчают перемещение подвижных секций в фиксированную секцию и из нее;
- (с) силовая установка, содержащая;
- (i) не менее двух комплектов двигателя и винта;
  - (ii) где по крайней мере два комплекта двигателя с винтом расположены впереди передней кромки неподвижной секции;
  - (iii) где по крайней мере два комплекта двигателя с винтом расположены симметрично относительно плоскости симметрии самолета;
  - (iv) где по крайней мере один комплект двигателя с винтом находится с левой стороны самолет;
  - (v) где по крайней мере один комплект двигателя с винтом находится с правой стороны самолет; а также
  - (vi) где по крайней мере один комплект из двигателя с винтом находится с правой стороны самолета вращаются против, по крайней мере, одного комплекта двигателя с винтом, лежащий с левой стороны самолета;
- (d) как минимум один набор из двух элевонов, где два элевона:
- (i) расположены симметрично относительно плоскости симметрии самолета;
  - (ii) расположены вблизи задней кромки фиксированной секции;
  - (iii) по крайней мере частично погружены в движущиеся потоки;
  - (iv) симметрично отклоняться для управления по тангажу;
  - (v) дифференцированно отклоняться для управления по крену.
19. Самолет по п.18, дополнительно содержащий:
- (a) по меньшей мере одну пару килей, каждый содержит содержит:
    - (i) наконечник кия;
  - (b) где по крайней мере одна пара килей расположена симметрично относительно плоскость симметрии самолета.



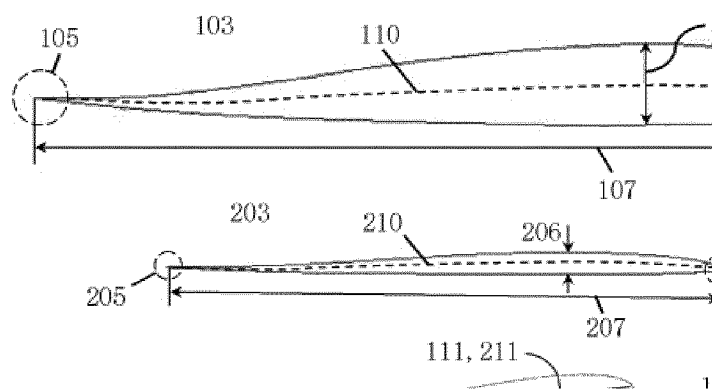
Фиг.1



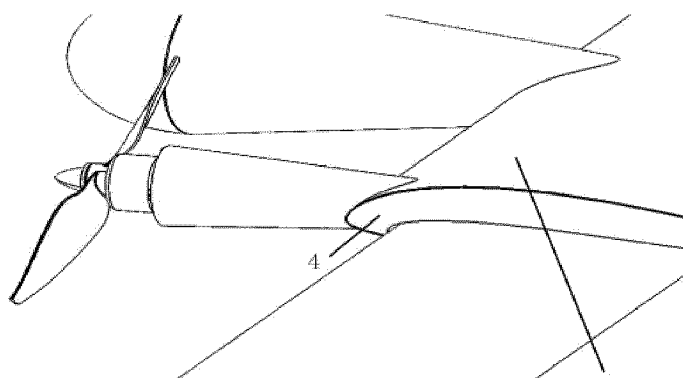
Фиг.2



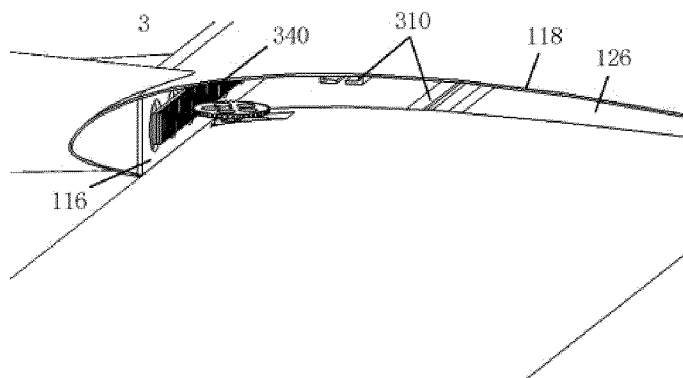
ФИГ. 3А



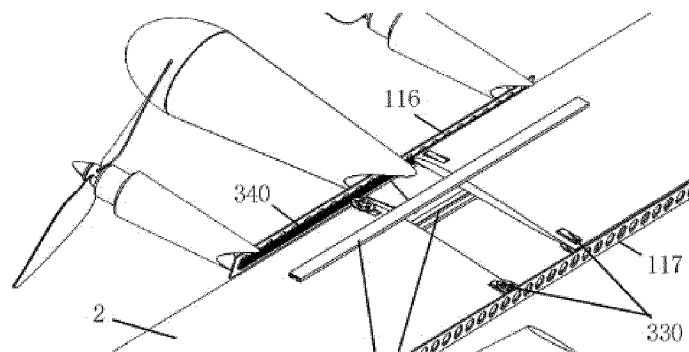
ФИГ. 3В



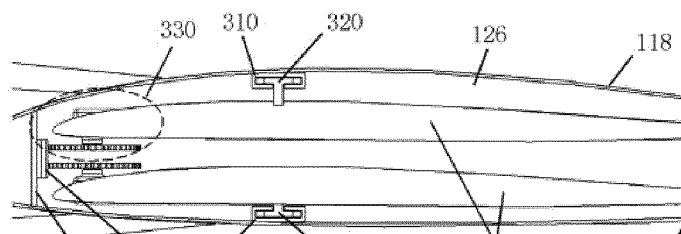
Фиг.4



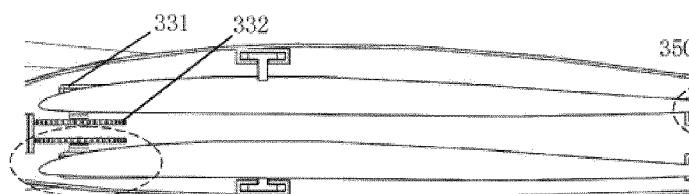
Фиг.5



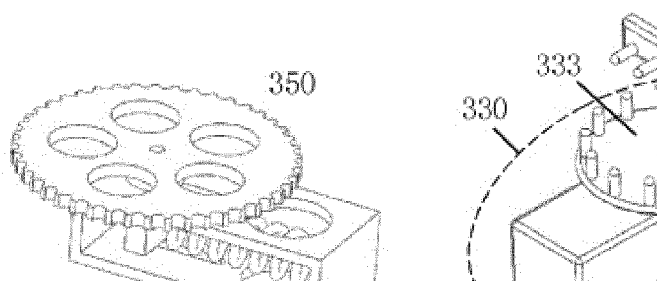
Фиг.6



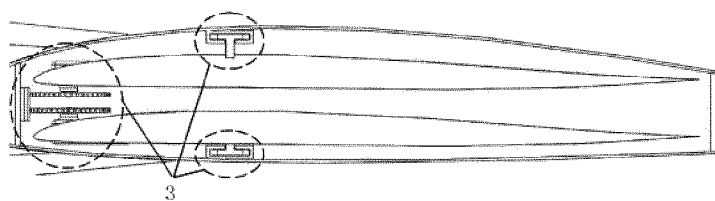
Фиг.7



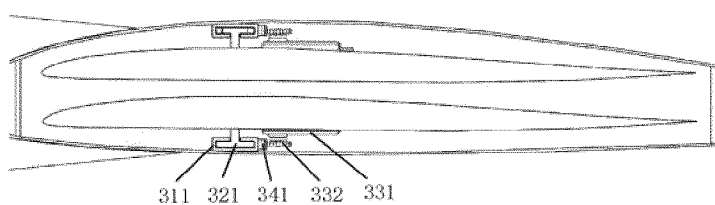
Фиг.8



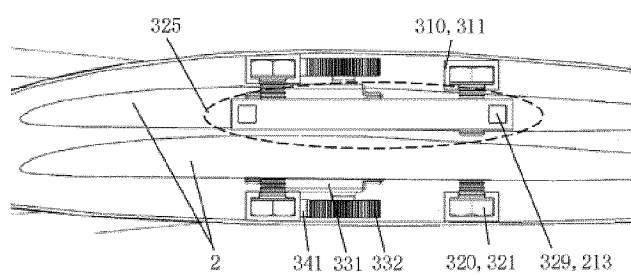
Фиг.9



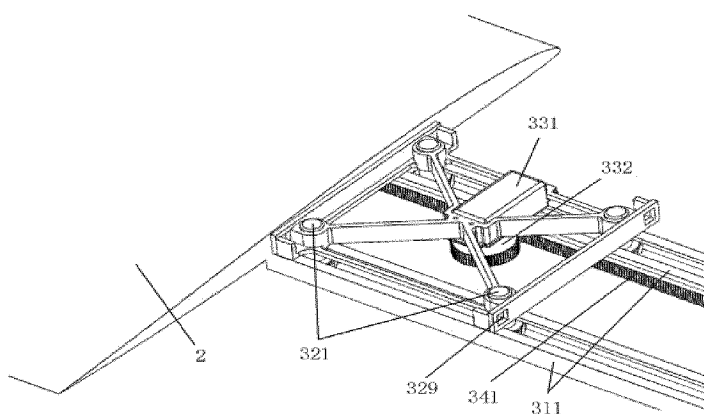
Фиг.10



Фиг.11

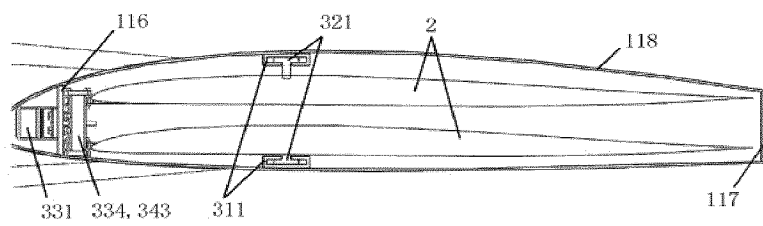


Фиг. 12

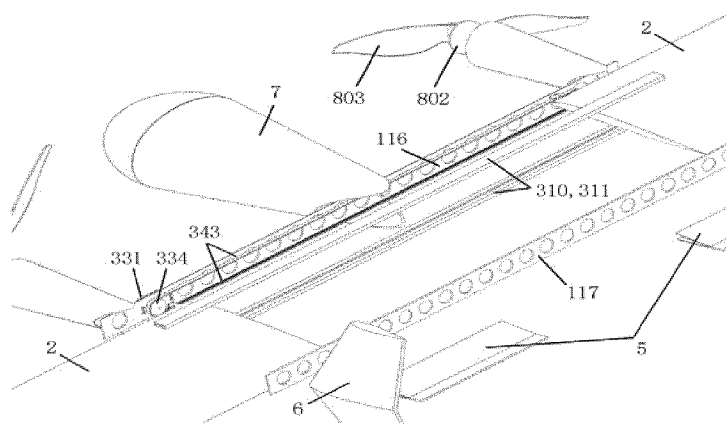


Фиг.13

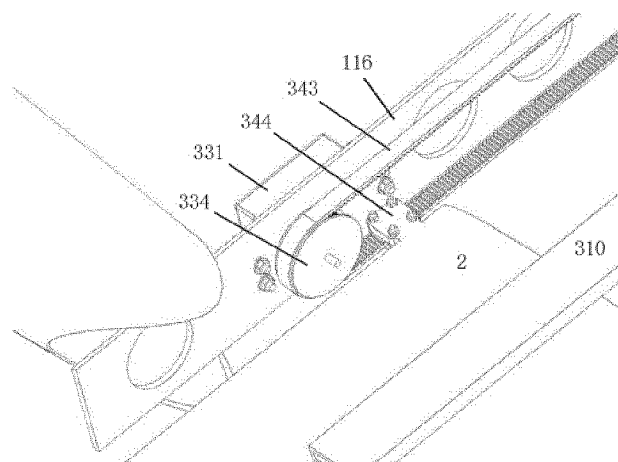




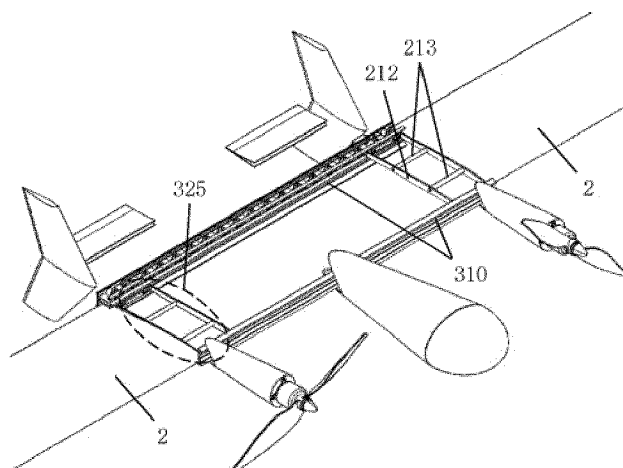
Фиг.14



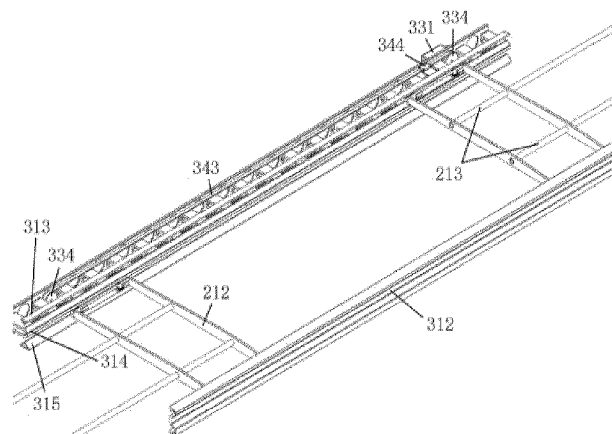
Фиг.15



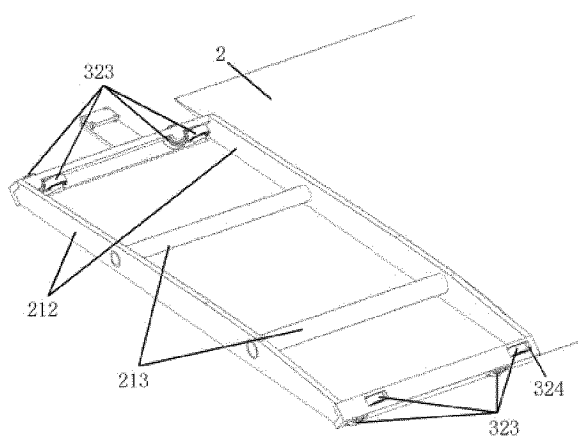
Фиг.16



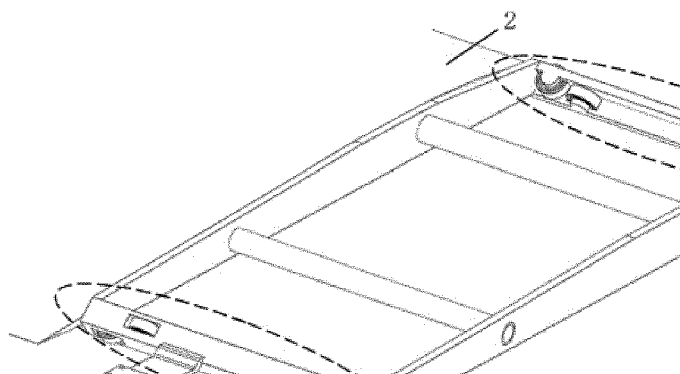
Фиг.17



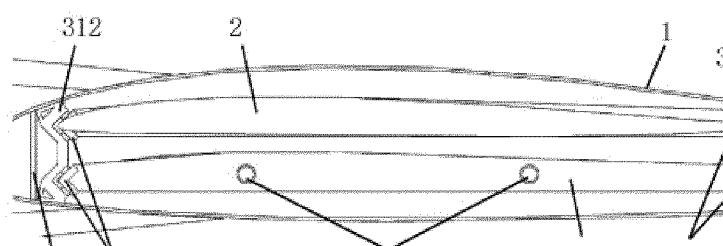
Фиг.18



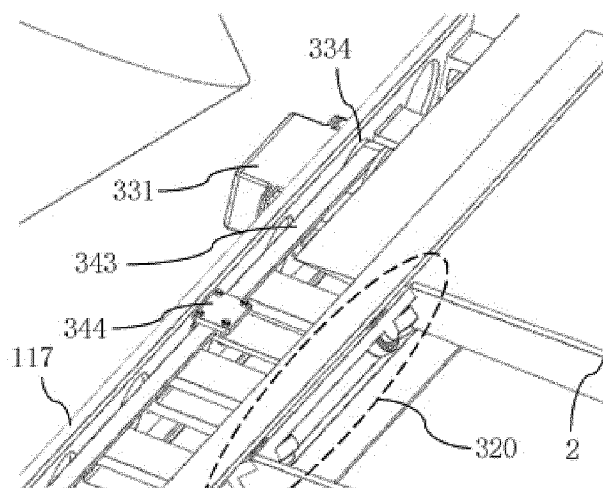
Фиг. 19



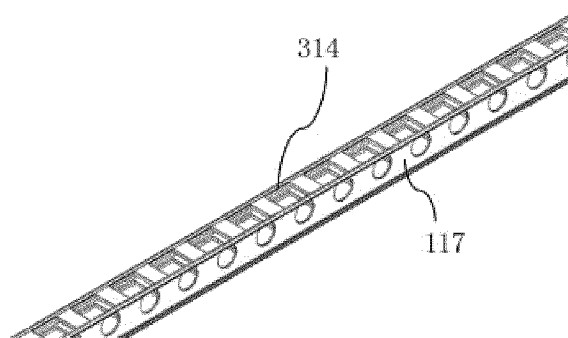
Фиг.20



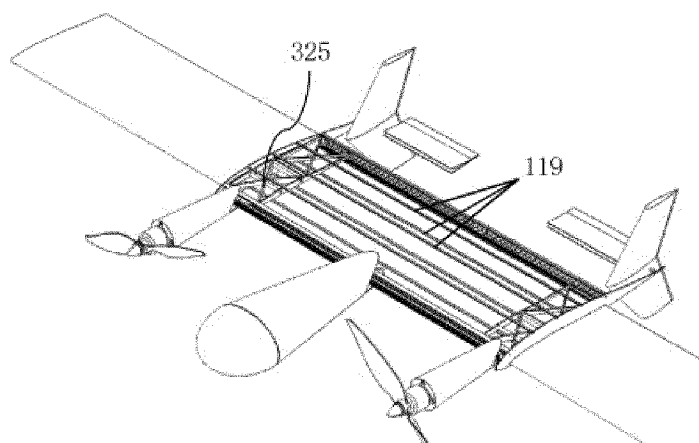
Фиг.21



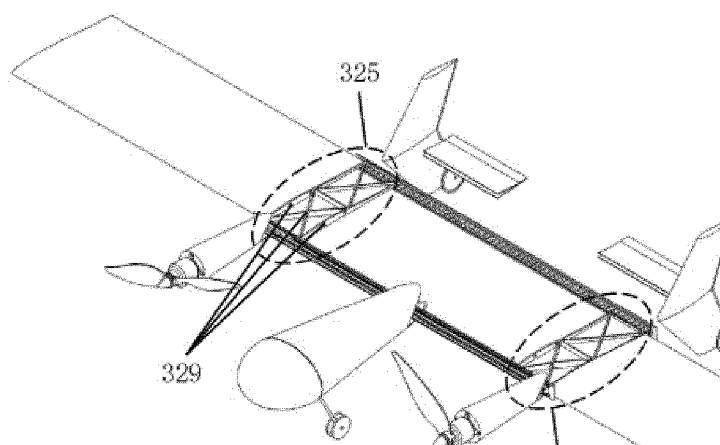
Фиг.22



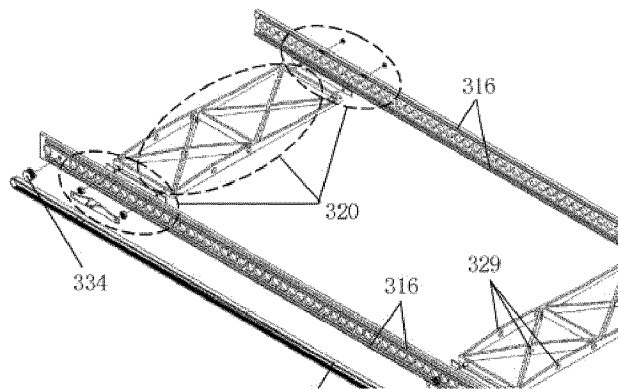
Фиг.23



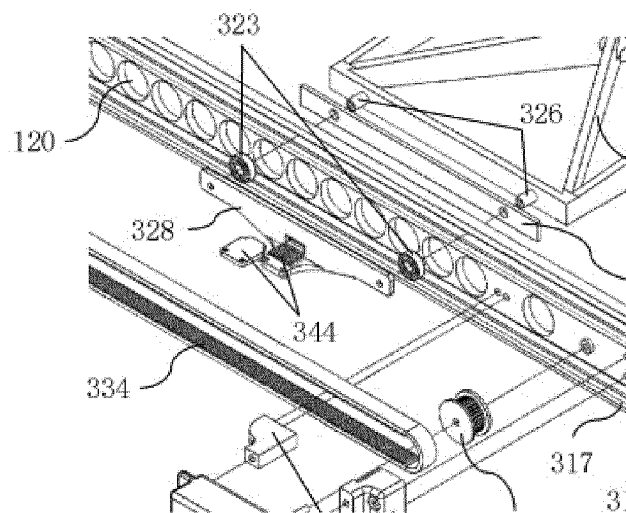
Фиг.24



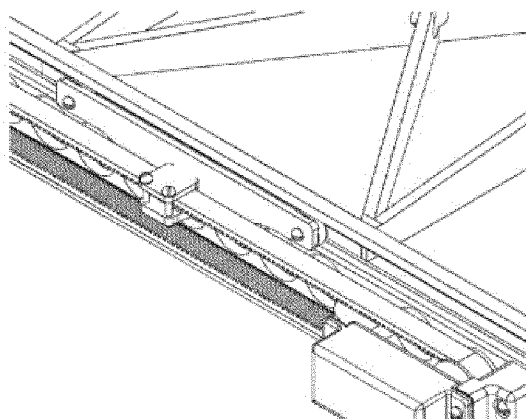
Фиг.25



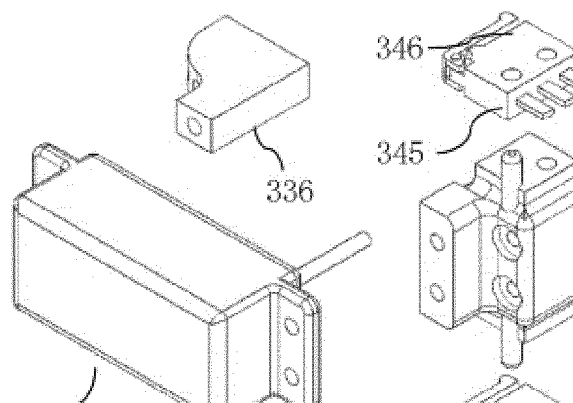
Фиг. 26



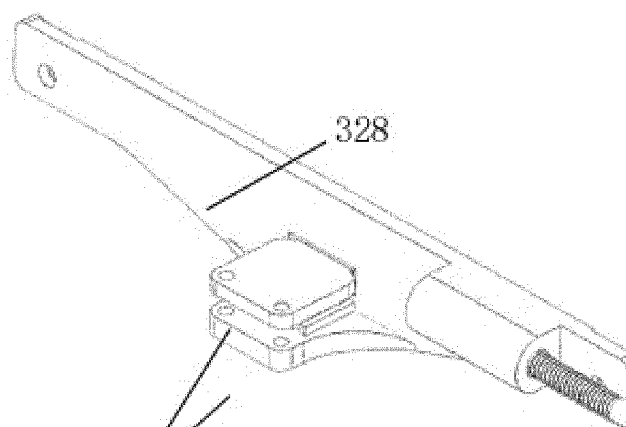
Фиг. 27



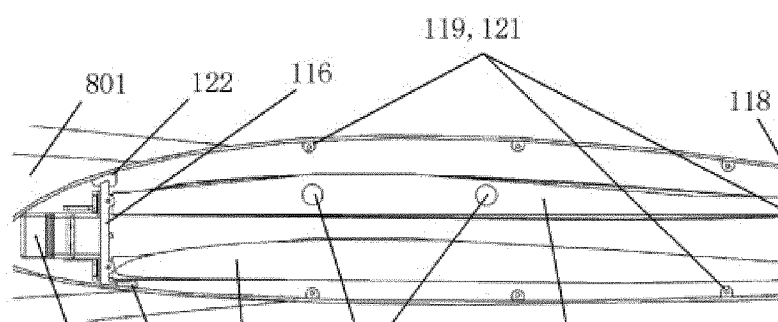
Фиг. 28



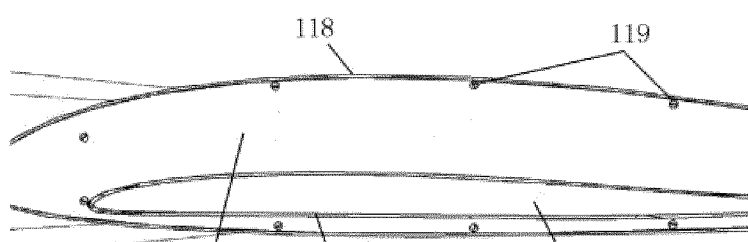
Фиг. 29



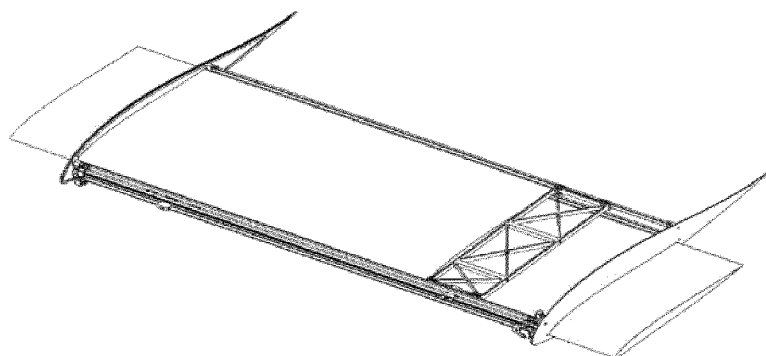
Фиг. 30



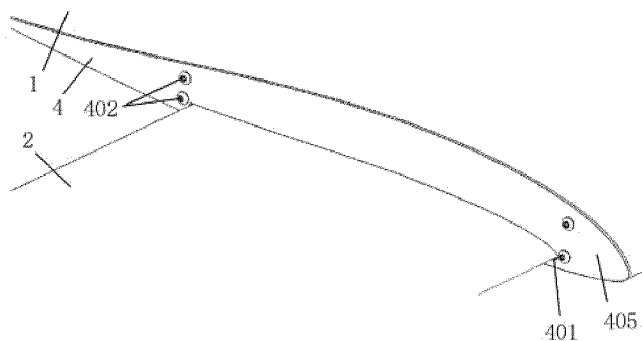
Фиг. 31



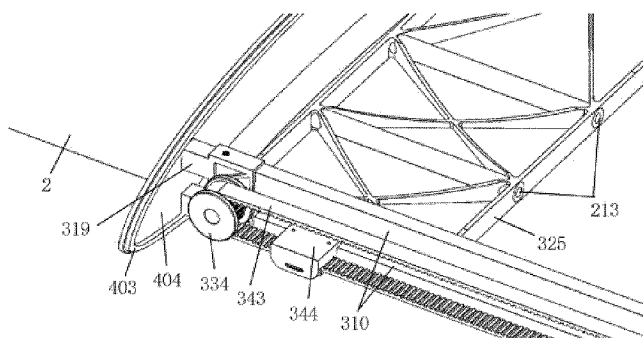
Фиг. 32



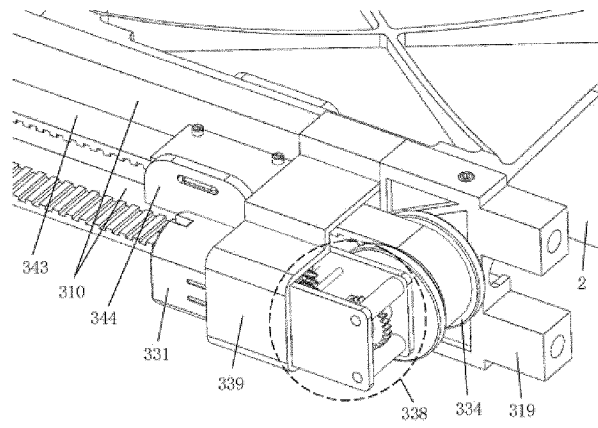
Фиг.33



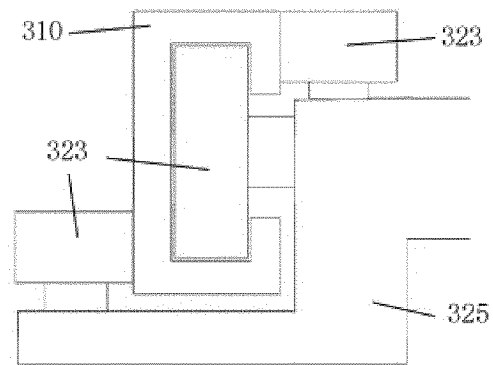
Фиг.34



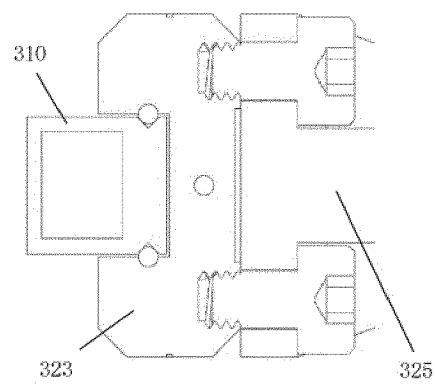
Фиг. 35А



Фиг. 35В

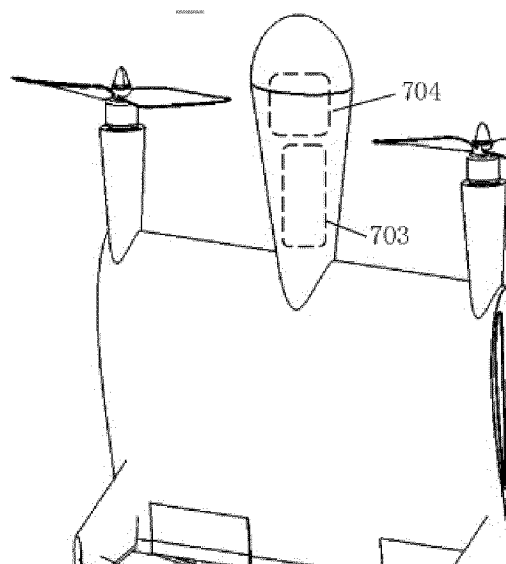


Фиг. 36А

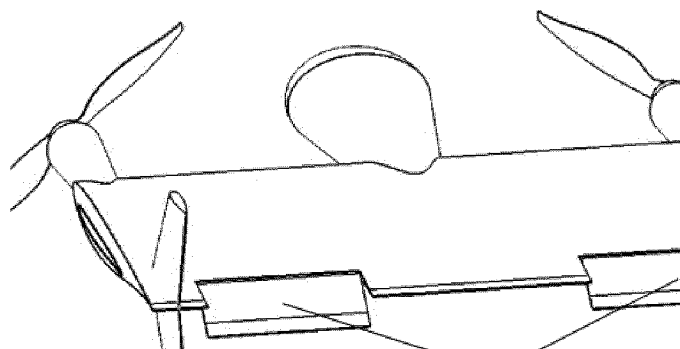


Фиг. 36В

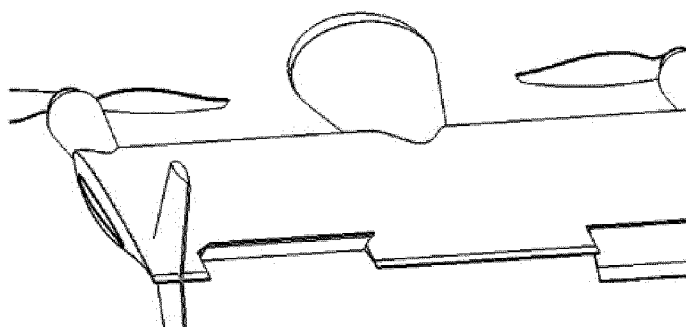




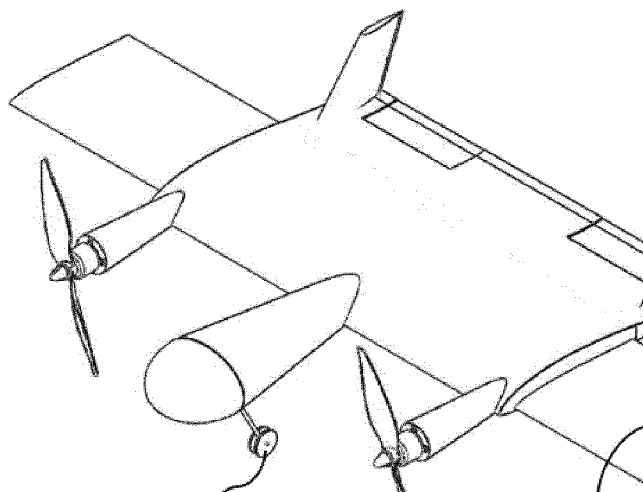
Фиг. 37



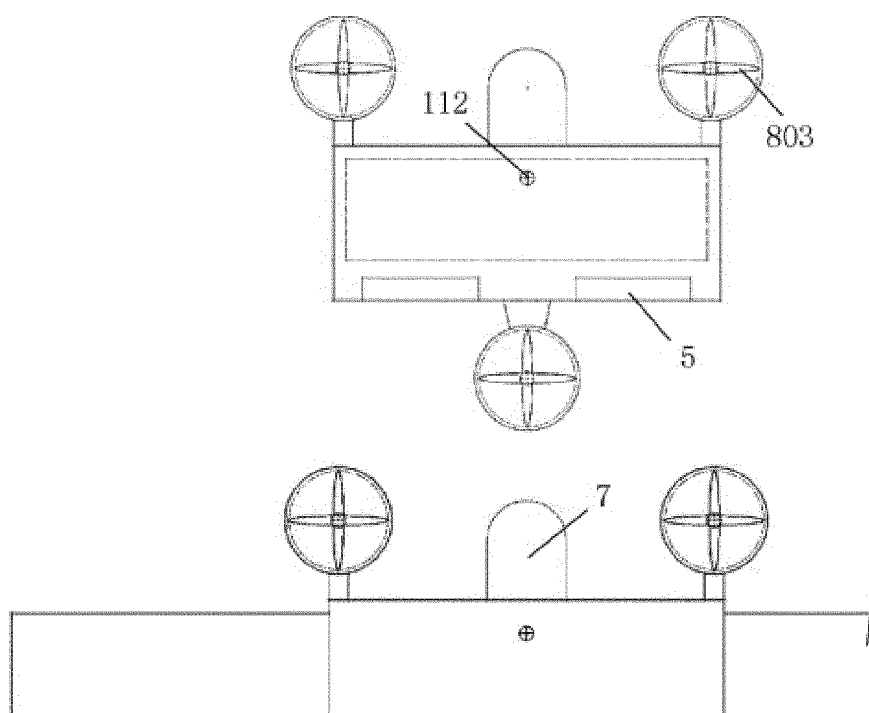
Фиг. 38



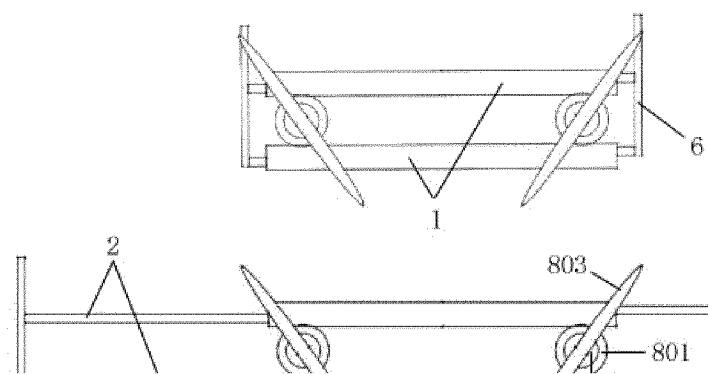
Фиг.39



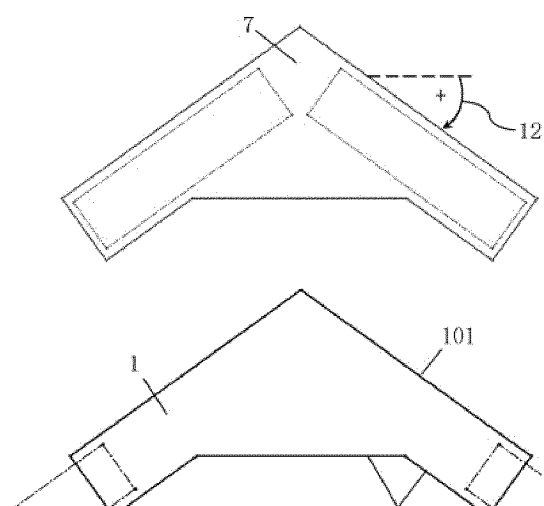
Фиг.40



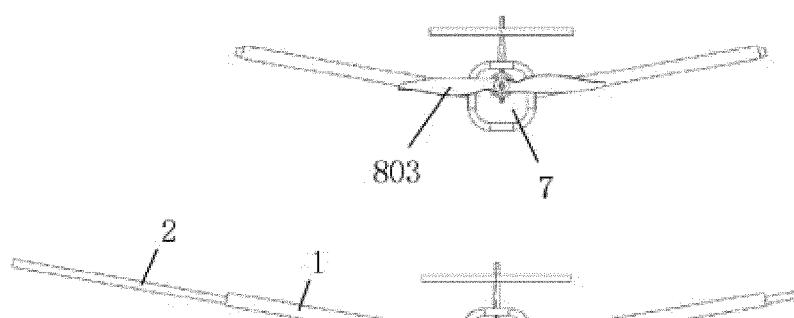
Фиг. 41



Фиг. 42



Фиг. 43



Фиг. 44