



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64C 27/28 (2006.01); *B64C 37/00* (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2017100220, 09.01.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
09.01.2017

Дата регистрации:
26.03.2018

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: 09.01.2017

(45) Опубликовано: 26.03.2018 Бюл. № 9

Адрес для переписки:
347923, Ростовская обл., г. Таганрог, ул.
Ломакина, 106а, кв. 12, Дуров Дмитрий
Сергеевич

(72) Автор(ы):
Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2096262 C1, 20.11.1997. RU
2582743 C1, 27.04.2016. WO 2009069109 A2,
04.06.2009. US 2032848 A1, 03.03.1936. RU
152795 U1, 20.06.2015.

(54) БЕСПИЛОТНЫЙ КОНВЕРТОПЛАН С АРОЧНЫМ КРЫЛОМ

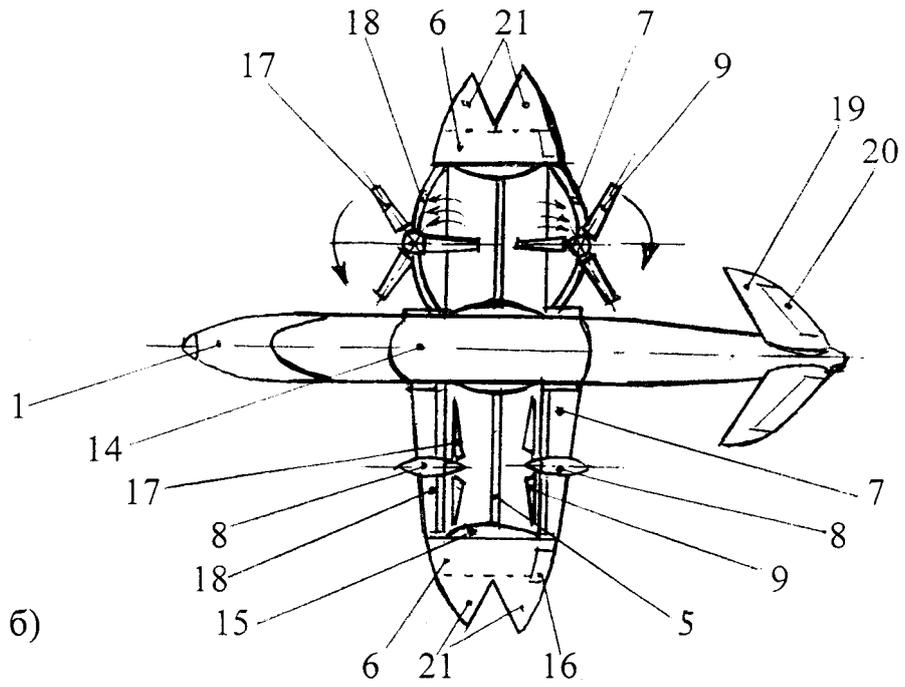
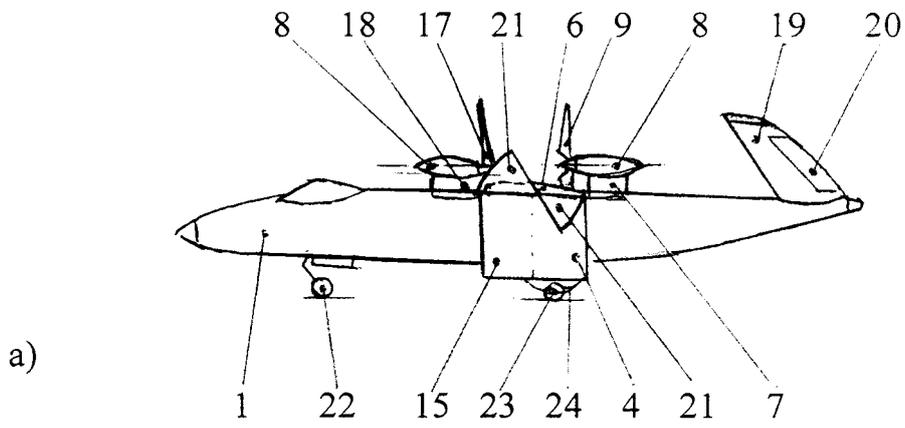
(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям беспилотных гибридных конвертопланов. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом (БКАК), содержит на консолях крыла две мотогондолы, в передних и задних окончаниях которых смонтированы по два винта, имеет хвостовое оперение, двигатели силовой установки (СУ), передающие валами трансмиссии мощность на поворотные винты, создающие горизонтальную и вертикальную тягу, и трехопорное колесное шасси. БКАК представляет собой тандемный высокоплан, каждое разрезное крыло которого выполнено из двух внутренних секций, смонтированных уступом. При этом внутренние

секции крыла выполнены соответственно в виде полукольцевого канала, снабженного по передней кромке внутренним профилированным ребром жесткости и имеющего аэродинамический профиль, хорда которого составляет 3/4 от САХ крыла, и в виде цельноповоротного закрылка, имеющего хорду 1/5 от САХ крыла и зазор между кромками секций, равный 1/20 от САХ крыла. Каждый закрылок снабжен гондолой с редуктором тянущего винта, смонтированной над изломами закрылка. Обеспечивается увеличение аэродинамического качества и повышение маневренности при переходных маневрах и на малых скоростях полета. 7 з.п. ф-лы, 4 ил., 1 табл.

RU 2 648 503 C1

RU 2 648 503 C1



Фиг. 2

RU 2648503 C1

RU 2648503 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64C 27/28 (2006.01)
B64C 37/00 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64C 27/28 (2006.01); *B64C 37/00* (2006.01)

(21)(22) Application: **2017100220, 09.01.2017**

(24) Effective date for property rights:
09.01.2017

Registration date:
26.03.2018

Priority:

(22) Date of filing: **09.01.2017**

(45) Date of publication: **26.03.2018 Bull. № 9**

Mail address:

**347923, Rostovskaya obl., g. Taganrog, ul.
Lomakina, 106a, kv. 12, Durov Dmitrij Sergeevich**

(72) Inventor(s):

Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(54) **UNMANNED CONVERTIPLANE WITH AN ARCHED WING**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: invention relates to the field of aviation, in particular to the designs of unmanned hybrid convertiplanes. Unmanned convertiplane with an arched wing (UCAW) contains two nacelles on the wing consoles, in the front and rear ends of which by two propellers are mounted, has a tail unit, power plant (PP) engines, transmitting power to rotary screws with transmission shafts, creating a horizontal and vertical thrust, and a three-wheeled chassis. UCAW is a tandem high-wing aircraft, which each split wing is made of two internal sections, mounted in a ledge. At that, the inner sections of the wing are respectively made in the

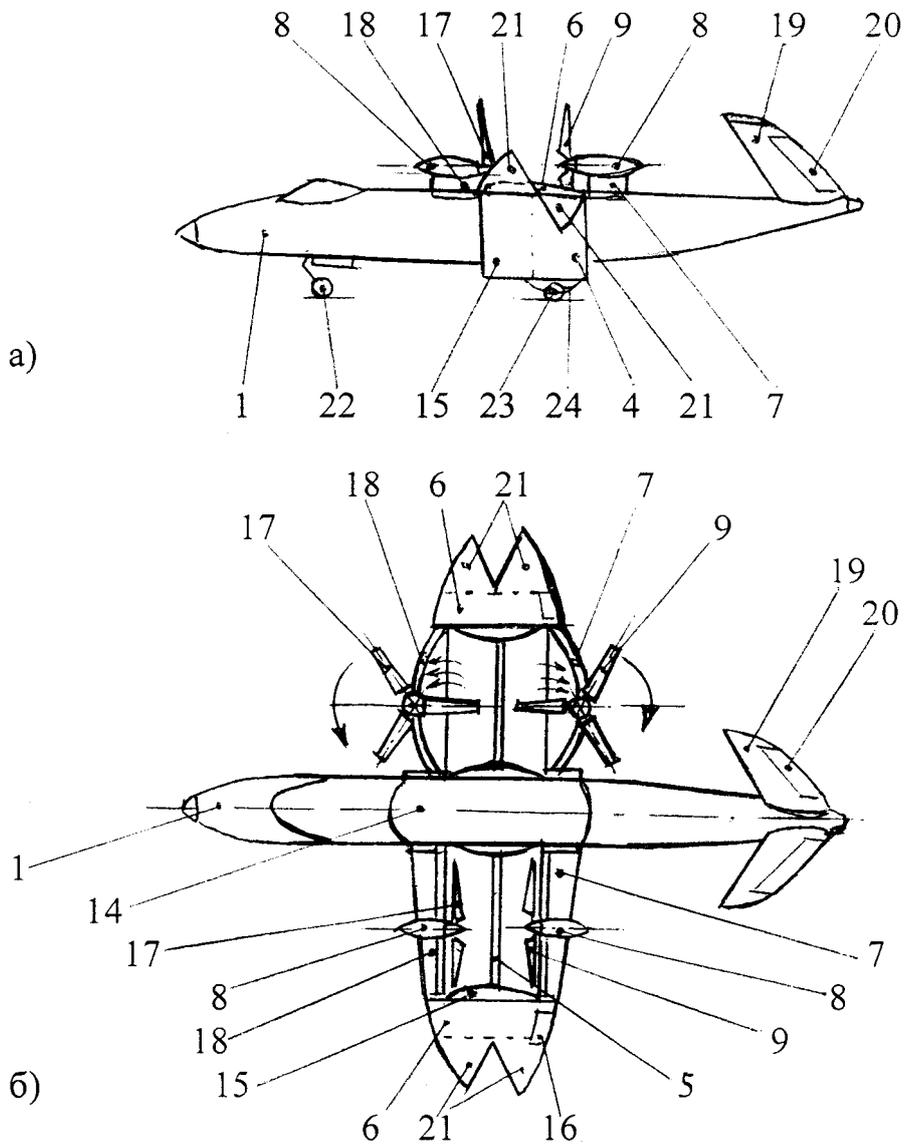
form of a semi-annular channel, at the leading edge equipped with an internal shaped stiffener and having an aerodynamic profile, which chord is 3/4 of the wing MAC, and in the form of an all-swing flap having a chord of 1/5 of the wing MAC and a gap between the edges of the sections equal to 1/20 of the wing MAC. Each flap is equipped with a nacelle with a reducer of the pulling propeller, mounted above the shoulders of the flap.

EFFECT: providing an increase in aerodynamic quality and increased maneuverability in transient maneuvers and at low flight speeds.

8 cl, 4 dwg, 1 tbl

RU
2 648 503
C 1

RU
2 648 503
C 1



Фиг. 2

RU 2648503 C1

RU 2648503 C1

Изобретение относится к области авиационной техники и может быть использовано в конструкции беспилотных и гибридных конвертопланов с арочным крылом, выполненных по концепции тандемного размещения несущих винтов в системе X2+2, включающей два передних и два задних поворотных винта, обеспечивающих при отклонении их оси с горизонтального к вертикальному положению выполнение соответствующей тяги над арочными секциями крыла для вертикального и короткого взлета/посадки (ВВП и КВП) при наземном, аэродромном и палубном базировании.

Известен гидроконвертоэкраноплан (патент RU 2264951, 24.02.2004), выполненный по трехбалочной схеме, разнесенные балки которой соединяют высокорасположенное крыло с киль-шайбами, связанными стабилизатором с вертикальным оперением, имеет двигатели, установленные в передних окончаниях разнесенных балок, трансмиссию с валами и редукторами, равномерно распределяющими ее мощность между двумя консольными и двумя межбалочными винтами в поворотных кольцевых каналах, создающими горизонтальную и соответствующим их отклонением вертикальную тягу, трехстоечное убирающееся колесное шасси, с носовой опорой.

Признаки, совпадающие, - наличие моноплана трехбалочной схемы и трапециевидным крылом, снабженным разнесенными балками с трехкилевым оперением и наплывами, имеющими в плане V-образные изломы, образующие переменную стреловидность по передним их кромкам и объединяющие в единую конструкцию крыло и фюзеляж, представляющий собой в плоскости симметрии S-образный профиль. Винты в поворотных кольцевых каналах, расположенные на концах крыла и между разнесенными балками, обеспечивают горизонтальную тягу и соответствующим отклонением вверх от горизонтального положения вертикальную на угол 90° или наклонную тягу на угол 35° соответственно при выполнении технологии ВВП и КВП.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что при расположении равновеликих винтов в поворотных кольцевых каналах в центральной части фюзеляжа на консолях крыла и между разнесенными и хвостовой балками, то конструктивно в его компоновке необходимо смещать центр масс вдоль продольной оси фюзеляжа в направлении к вертикальной оси межбалочных винтов, т.к. наиболее рациональным местом расположения центра масс с расположенными тандемом консольными и межбалочными винтами является средняя точка между узлами их поворота; вторая - это то, что если центр масс между винтами одинакового диаметра сместить более чем на 5...7% расстояния между поворотными винтами в кольцевых каналах, то появляются недопустимые потери вертикальной тяги в режиме висения и увеличение веса главного редуктора из-за неблагоприятного распределения мощности между тандемными винтами; третья - это то, что поворотные консоли крыла с винтами в кольцевых каналах с увеличением его угла атаки на переходных режимах полета создают опасность появления на крыле срыва потока до создания винтами необходимой подъемной силы. Кроме того, межбалочные винты не позволяют увеличить диаметр канальных винтов и, как следствие, снижает вертикальную тяговооруженность.

Известен беспилотный электроконвертоплан "Panther" корпорации IAI (Израиль), выполненный по двухбалочной схеме с высокорасположенным крылом, имеет двухкилевое П-образное оперение, смонтированное на разнесенных балках к консолям крыла, два передних поворотных, изменяющих ось вращения с горизонтальной на вертикальную, и один задний стационарный с вертикальной осью вращения электромоторы с тянущими винтами, размещенные соответственно в передних окончаниях разнесенных балок и на конце короткого фюзеляжа, систему управления и аккумуляторную батарею, трехстоечное колесное шасси, неубирающееся с передней

опорой.

Признаки, совпадающие, - наличие моноплана двухбалочной схемы с трехколесным шасси и передней опорой. Разнесенные балки соединяют крыло с двухкилевым П-образным хвостовым оперением. Системой управляют три электромотора с тянущими винтами, два передних из которых поворотные. Беспилотный электроконвертоплан (БЭКП) может подниматься на высоту порядка 3 км, находится без подзарядки батарей в воздухе до 6 часов и действовать в радиусе до 60 км от оператора при длительных полетах днем и ночью для телевизионного или инфракрасного наблюдения местности в реальном масштабе времени. Трехвинтовой "Panther" является тактическим разведывательным вертикально взлетающим беспилотным аппаратом, сочетающим в себе преимущества и вертолета, и самолета. БЭКП "Panther" располагает поворотными электромоторами с тянущими винтами и, как вертолет, способен по командно-телеметрической радиоперелинии совершать вертикальный взлет, посадку и зависание.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что БЭКП трехвинтовой несущей схемы с задним винтом постоянного шага на конце фюзеляжа, используемым только на вертолетных режимах полета, имеет из-за отсутствия возможности угла установки лопасти, равного $\phi=0^\circ$, повышенное аэродинамическое сопротивление на самолетных режимах полета, сложную схему управления электромоторами при независимом вращении трех равновеликих винтов на вертолетных режимах полета, малую весовую отдачу и радиус действия. Вторая - это то, что при висении поток от двух передних и одного заднего тянущих винтов, обдувая соответственно крыло от его носка и кормовую часть фюзеляжа, создают значительную общую потерю (порядка 14%) в вертикальной их тяге, затормаживается и большие скорости потока отбрасываемого от них предопределяют образование вихревых колец, которые на низких скоростях снижения могут резко уменьшать силу тяги винтов и создавать ситуацию неуправляемого падения, что снижает стабильность управления и безопасность. Третья - это то, что расположение в передних окончаниях разнесенных балок поворотных электромоторов с тянущими винтами предопределяет конструктивно сложные узлы их поворота и невозможность при попутном ветре выполнить зависание в воздухе, что усложняет конструкцию и уменьшает надежность. Четвертая - это то, что диапазон высот применения БЭКП - 100...3500 м при взлетном его весе 65 кг.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению является многоцелевой многовинтовой вертолет-самолет (Патент RU 2448869, 03.12.2010), содержащий на консолях крыла две мотогондолы, в передних и задних окончаниях которых смонтированы по два винта, имеет хвостовое оперение, двигатели силовой установки (СУ), передающие валами трансмиссии мощность на поворотные винты, создающие горизонтальную и их соответствующим отклонением вертикальную тягу, и трехопорное колесное шасси с носовой вспомогательной опорой.

Признаки, совпадающие, - наличие высокорасположенного крыла, снабженного двухкилевым оперением и двумя мотогондолами, каждая из которых имеет переднюю и заднюю продолговатые, вынесенные за соответствующие кромки крыла, поворотные ее части с винтами. Поворотные тянущие и толкающие винты, расположенные соответственно спереди и сзади крыла, обеспечивают горизонтальную тягу и соответствующим отклонением вверх и вниз от горизонтального положения вертикальную на угол 90° или наклонную тягу на угол 65° соответственно при ВВП и КВП.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что аэродинамический его облик с круглым или овальным поперечным сечением

сигарообразного фюзеляжа, имеющего высокорасположенное крыло и двухкилевое оперение на конце фюзеляжа, форма и длина кормовой части которого определяется различными требованиями, часто противоречивыми, что не способствует снижению массы фюзеляжа. Вторая - это то, что крыльевые мотогондолы с расположенными в них газотурбинными двигателями, имеющими выхлопы, направленные с боку и назад, осуществляют вредную обдувку задних поворотных винтов на вертолетных и на самолетных режимах его полета. Что также усложняет конструкцию крыла с мотогондолами и, как следствие, увеличивает массу его крыла. Третья - это то, что расположенные на крыльевых мотогондолах тандемом поворотные винты одинакового диаметра и, особенно, задние, отклоняющиеся вниз, имеют радиусы, не превышающие высоту установки мотогондол на крыле, что ограничивает взлетный его вес. Четвертая - это то, что традиционная аэродинамическая его схема, у которой основную подъемную силу, необходимую для полета, создает крыло, являясь основной несущей аэродинамической поверхностью, а дополнительную подъемную силу - стабилизатор и фюзеляж, которые также являются аэродинамическими поверхностями, но их составляющая в общей аэродинамической подъемной силе с традиционной схемой незначительна. Поэтому возможность повышения маневренности при переходных маневрах и увеличения весовой отдачи при повышении взлетного веса и дальнейшего уменьшения массы конструкции, но и геометрических размеров планера весьма ограничено.

Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше известном многоцелевом многовинтовом вертолете-самолете - увеличение аэродинамического качества и повышение маневренности при переходных маневрах и на малых скоростях полета, снижение на 41% взлетной скорости и скорости сваливания, увеличение топливной эффективности, весовой отдачи и коэффициента поднятия в производстве статической подъемной и подъемной силе при горизонтальном полете.

Отличительными признаками предлагаемого изобретения от указанного выше известного многоцелевого многовинтового вертолета-самолета, наиболее близкого к нему, являются наличие того, что он выполнен по схеме тандем высокоплан, каждое крыло которого состоит из двух с близким расположением друг к другу внутренних его секций, смонтированных уступом с передней секцией ниже задней при положительной деградации первой ко второй секции по углу атаки, при этом передняя и задняя равновеликого размаха внутренние секции крыла выполнены соответственно в виде полукольцевого канала, снабженного по передней кромке внутренним профилированным ребром жесткости и имеющего аэродинамический профиль арочной крыльевой секции, хорда которой составляет $3/4$ от средней аэродинамической хорды (САХ) крыла и в виде цельно-поворотного закрылка (ЦПЗ), имеющего хорду $1/5$ от САХ крыла и зазор между кромками секций, равный $1/20$ от САХ крыла, имеющего эллиптическую заднюю кромку (ЭЗК), причем каждый ЦПЗ каждого крыла выполнен при виде спереди к и от продольной оси соответствующего полукольцевого канала соответственно с положительным и отрицательным углом поперечного V , образуя из них левым и правым ЦПЗ одного крыла конфигурацию типа чайка, и снабженный гондолой с редуктором тянущего винта, смонтированного как над изломами ЦПЗ, увеличивая строительную высоту над полукольцевым каналом и, как следствие, радиус тянущего винта, так и соосно соответствующему полукольцевому каналу передней секции крыла с возможностью свободного вращения в конце задней расходящейся внутренней полукольцевой его поверхности при создании им горизонтальной тяги и совместного отклонения с ЦПЗ крыла вверх на угол 45° и 90° для создания им подъемно-

маршевой тяги и подъемной силы при выполнении соответственно короткого и вертикального взлета/посадки (КВП и ВВП) или зависания, при этом тянущие флюгерно-реверсивные винты, выполненные трехлопастными без автоматов перекося их лопастей и с редукторами винтов, каждый из которых вращательно связан соединительными валами Н-образной в плане трансмиссии и создающие при выполнении ВВП и зависания 5 необходимые управляющие моменты с обеспечением от всех несущих винтов полной компенсации реактивных крутящих моментов при противоположном направлении вращения между винтами в каждой их группе и одинакового направления вращения в диагонально расположенных несущих винтах, например, при виде сверху передний 10 левый винт с задним правым винтом вращаются по часовой стрелке, имеют вертикальные оси их вращения благодаря смонтированным их редукторам на вершине V-образного излома ЦПЗ, вынесенные от задней кромки полукольцевого канала так, что плоскости вращения их лопастей, располагаясь над передними и задними полукольцевыми поверхностями каждого крыла, обдувают соответствующие их секции 15 и создают суперциркуляцию на их верхних полукольцевых поверхностях, направленную от внешнего борта фюзеляжа и, как следствие, истекающую вниз соответственно с ближней к оси симметрии и дальней нижней четверти полукольцевой поверхности, генерируют дополнительную статическую подъемную силу, уменьшающую потери в вертикальной тяги, связанные с затенением соответствующих несущих винтов 20 полукольцевыми каналами, имеющими при виде спереди арочную конфигурацию, открытую сверху, причем концевые части с ЭЗК переднего и заднего разрезных крыльев, размещенные по внешним бортам полукольцевых их каналов, снабжены соответственно внешними закрылками и элеронами, имеют отрицательный угол поперечного V и выполнены со стреловидностью по передней их кромке $\chi_{л.к.} = +6^\circ$ и возможностью их 25 складывания вниз в стояночной конфигурации, при этом четырехопорное колесное шасси, имеющее наряду с задними основными опорами и передние его вспомогательные опоры, каждая пара из которых смонтированы снаружи в нижней части и по продольной оси полукольцевых каналов соответствующих разрезных крыльев, оснащено амортизационными опорами с неубирающимися колесами в удобообтекаемых 30 подкрыльных обтекателях.

Кроме того, с целью уменьшения длины продольного вала трансмиссии между секций полукольцевых каналов, упомянутые задние из которых и зеркально расположенные к ним - передние, имеющие открытые сверху арочные конфигурации, установлены в 35 центральной части фюзеляжа так, что образуют при виде сверху объединенные полукольцевые каналы, передние и задние полукольцевые части которых снабжены на торцевых их стыках внутренними профилированными ребрами жесткости, но и от поперечной оси последних вынесены соответственно вперед и назад и равноудалены от центра масс, при этом по линии сопряжения внешних бортов переднего и заднего 40 полукольцевых каналов две их ширины с концевыми хордами соответственно цельноповоротного предкрылка (ЦПП) и упомянутого ЦПЗ при виде сверху имеют длину, равновеликую хорде концевых их частей, выполненных от внешних бортов объединенных полукольцевых каналов при виде спереди в виде серповидных несущих поверхностей, закрытых сверху и имеющих элероны эллипсовидного крыла, передние 45 и задние арочные секции которого с соответствующими винтами, смонтированными соответственно на ЦПП и ЦПЗ, выполненных в поперечной плоскости при виде спереди в самолетной конфигурации в виде серповидных несущих поверхностей, имеющих закрытые сверху конфигурации, обеспечивающие соосное расположение горизонтальных осей вращения винтов в левой и правой их группах и синхронный для выполнения ВВП

и зависания поворот передней и задней их групп соответственно вперед и назад по полету, причем каждый ЦПП, имеющий САХ, составляющую 9/10 от САХ ЦПЗ, обеспечивает свободное вращение переднего винта в начале передней расходящейся внутренней арочной поверхности в объединенном полукольцевом канале при создании им горизонтальной тяги, при этом передние винты в каждом конечном положении их совместного поворота с ЦПП при создании ими вертикальной или горизонтальной тяги снабжены возможностью осуществлять тягу соответственно по тянущей или толкающей схеме соответственно с большим положительным и меньшим отрицательным углом установки атаки их лопастей, а на переходных режимах полета обеспечивать синхронный ускоренный поворот передних винтов вверх или обратно вниз при нулевом угле установки их лопастей после или до установки задних винтов соответственно для создания ими вертикальной или горизонтальной тяги, при этом эллипсовидные концевые части крыла имеют по поперечной его оси на их концах секторные вырезы, образующие передний и задний треугольно подобные при виде сбоку концевые шайбы, отклоненные по равновеликим их дугам соответственно вниз и вверх и совместно образующие при виде сбоку внутренними соответствующими их сторонами наклонную линию, причем килевые поверхности V-образного оперения, имеющего эллиптическую переднюю кромку, выполнены с рулевыми поверхностями и прямой стреловидностью по задней кромке, размещенной при виде сбоку параллельно наклонной линии, верхний конец которой отклонен назад по полету.

Кроме того, эллипсовидные концевые части крыла с упомянутыми серповидными несущими поверхностями, выполненными открытыми сверху, имеют на их концах упомянутые треугольно подобные при виде сбоку передние и задние концевые шайбы, отклоненные по равновеликим их дугам соответственно вверх и вниз и совместно образующие при виде сбоку внутренними соответствующими их сторонами наклонную линию, при этом килевые поверхности V-образного оперения, имеющего эллиптическую заднюю кромку, выполнены с соответствующими рулевыми поверхностями и обратной стреловидностью по передней кромке, размещенной при виде сбоку параллельно наклонной линии, верхний конец которой отклонен вперед по полету.

Кроме того, упомянутые передние и задние концевые шайбы, отклоненные при виде спереди вниз соответственно по разновеликим их дугам, так что передние из них с большим радиусом дуги, имея меньший размах, образуют при этом щель между наружными и внутренними поверхностями соответственно передней и задней концевой шайбы.

Кроме того, упомянутые передние и задние концевые шайбы, отклоненные при виде спереди вверх соответственно по разновеликим их дугам, так что передние из них с меньшим радиусом дуги, имея больший размах, образуют щель при этом между внутренними и наружными поверхностями соответственно передней и задней концевой шайбы.

Кроме того, полностью электрическая СУ выполнена по последовательной гибридной технологии с системой электропривода, включающей два обратимых электромотора-генератора (ОЭМГ) и два электромотора, вращательно связанные соответственно с передними и задними винтами, аккумуляторные быстро перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и отключающим ОЭМГ и электромоторы, при этом передние с вертикальной осью вращения ОЭМГ, размещенные на удлиненных профилированных держателях с несущими винтами, вынесенными вперед от стационарных предкрылков, по меньшей мере, одного упомянутого разрезного крыла и обеспечивающими создание подъемной

силы при выполнении ВВП и зависания и возможность в самолетной конфигурации при авторотации передних несущих винтов осуществления подзарядки аккумуляторов соответственно при работе ОЭМГ в режиме электромотора и ветрогенератора.

Кроме того, задние меньшие винты, смонтированные на упомянутых ЦПЗ, выполненных при виде спереди в самолетной конфигурации в виде серповидной несущей поверхности закрытой сверху и размещенных при этом в соответствующих открытых сверху арочных секциях, имеющих по внешним их бортам поворотные концевые части крыла, выполненные по передней кромке с обратной стреловидностью, смонтированы с положительным углом $\varphi = +10^\circ$ поперечного V, снабжены на их законцовках гондолами редукторов больших тянущих винтов, при этом передние два больших и задние два меньших винта размещены соответственно в направлении полета спереди и сзади от центра масс и имеют соответственно на вертолетных режимах полета меньшее и большее расстояния от вертикальных их осей вращения до центра масс, но и с возможностью преобразования его полетной конфигурации с вертолета четырехвинтовой несущей схемы, включающей два больших и два меньших несущих винта, как в самолет с четырехвинтовой или двухвинтовой движительной системой при зафиксированных во флюгерном положении лопастях каждого меньшего винта, так и обратно, причем электрическая СУ выполнена по параллельно-последовательной гибридной технологии с системой электропривода, включающей два электромотора, вращательно связанные с соответствующим задними меньшими винтами, ОЭМГ, аккумуляторные быстро перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и отключающим электромоторы, ОЭМГ и турбодизельный двигатель (ТДД), переключающим генерирующую мощность и порядок подзарядки аккумуляторов и снабженной возможностью реализации двух способов работы с внутренним источником энергии - ТДД и ОЭМГ, установленными в задней части фюзеляжа в двигательном отсеке, при этом ОЭМГ, вращательно связанный с коробкой передач, подключающей ОЭМГ, работающий как электромотор, к входному валу главного редуктора, увеличивая взлетную мощность на режимах ВВП и зависания либо к ТДД, передающему крутящий момент как на главный Т-образный в плане редуктор, имеющий поперечные валы трансмиссии, проложенные в упомянутых ребрах жесткости арочных каналов и связанные далее гибким валом с редукторами больших винтов, так и на ОЭМГ, работающий как генератор, для выработки генерирующей электрической мощности и подзарядки аккумуляторов с обеспечением необходимых режимов его полета в самолетной конфигурации, хвостовое оперение выполнено в виде Н-образного оперения с развитыми киль-шайбами, имеющими килевые поверхности, размещенные при виде сверху по продольным осям редукторов меньших винтов, при этом в стояночной самолетной конфигурации при зафиксированных во флюгерном положении лопастях как каждого переднего большего винта таким образом, что одна из трех его лопастей размещается к плоскости симметрии вдоль концевой части крыла, а две другие при этом его лопасти, выполненные складывающимися, отклоняются к уже зафиксированной лопасти, так и каждого заднего меньшего винта таким образом, что одна из трех его лопастей размещается вниз вертикально и параллельно плоскости симметрии, а две другие при этом его лопасти, выполненные складывающимися, отклоняются к уже зафиксированной лопасти, затем после поочередного складывания лопастей каждой группы винтов для уменьшения стояночной площади поворачиваются вверх концевые части крыла и отклоняются к оси симметрии совместно со сложенными лопастями больших винтов с их фиксацией над соответствующей арочной секцией крыла.

Кроме того, развитое П-образное оперение имеет килевые поверхности, которые отклонены к плоскости симметрии и установлены на концах удобообтекаемых тонких разнесенных балок, размещенных на консолях упомянутого разрезного крыла в верхних частях и по внешним бортам развитого полукольцевого канала-центроплана, имеющего

5 аэродинамический профиль открытого сверху арочного крыла, снабженного упомянутыми большими винтами на поворотных концевых частях, имеющих при виде спереди в самолетной конфигурации вид несущей поверхности с поперечным V

серповидной конфигурации, открытой сверху, при этом вдоль продольной оси полукольцевого канала-центроплана совместно с последним и на верхней части

10 внутренней его поверхности смонтирован короткий фюзеляж-гондола, имеющий плавно образованную тонкую кормовую часть фюзеляжа-гондолы, задние внешние борта которой выполнены в виде ответных зеркальных внутренних поверхностей внешних бортов полукольцевого канала-центроплана, образующих две левую и правую арочные секции для упомянутых меньших винтов, смонтированных на упомянутых ЦПЗ.

15 Благодаря наличию этих признаков, позволяющих освоить беспилотный конвертоплан с арочным крылом (БКАК) по схеме тандем высокоплан, каждое крыло которого состоит из двух с близким расположением друг к другу внутренних его секций, смонтированных уступом с передней секцией ниже задней при положительной

20 деградации первой ко второй секции по углу атаки, при этом передняя и задняя равновеликого размаха внутренние секции крыла выполнены соответственно в виде полукольцевого канала, снабженного по передней кромке внутренним профилированным ребром жесткости и имеющего аэродинамический профиль арочной

25 крыльевой секции, хорда которой составляет $3/4$ от средней аэродинамической хорды (САХ) крыла и в виде ЦПЗ, имеющего хорду $1/5$ от САХ крыла и зазор между кромками секций, равный $1/20$ от САХ крыла, причем каждый ЦПЗ каждого крыла, имеющего эллиптическую заднюю кромку, выполнен при виде спереди к и от продольной оси соответствующего полукольцевого канала соответственно с положительным и

30 отрицательным углом поперечного V, образуя из них левым и правым ЦПЗ одного крыла конфигурацию типа чайка, и снабженный гондолой с редуктором тянущего винта, смонтированного как над изломами ЦПЗ, увеличивая строительную высоту над полукольцевым каналом и, как следствие, - радиус тянущего винта, так и соосно

35 соответствующему полукольцевому каналу передней секции крыла с возможностью свободного вращения в конце задней расходящейся внутренней полукольцевой его поверхности при создании им горизонтальной тяги и совместного отклонения с ЦПЗ

40 крыла вверх на угол 45° и 90° для создания им подъемно-маршевой тяги и подъемной силы при выполнении соответственно КВП и ВВП или зависания, при этом тянущие флюгерно-реверсивные винты, выполненные трехлопастными без автоматов перекося их лопастей и с редукторами винтов, каждый из которых вращательно связан соединительными валами Н-образной в плане трансмиссии и создающие при выполнении

45 ВВП и зависания необходимые управляющие моменты с обеспечением от всех несущих винтов полной компенсации реактивных крутящих моментов при противоположном направлении вращения между винтами в каждой их группе и одинакового направления вращения в диагонально расположенных несущих винтах, например, при виде сверху передний левый винт с задним правым винтом вращаются по часовой стрелке, имеют вертикальные оси их вращения благодаря смонтированным их редукторам на вершине V-образного излома ЦПЗ, вынесенные от задней кромки полукольцевого канала так, что плоскости вращения их лопастей, располагаясь над передними и задними полукольцевыми поверхностями каждого крыла, обдувают соответствующие их секции

и создают суперциркуляцию на их верхних полукольцевых поверхностях, направленную от внешнего борта фюзеляжа и, как следствие, истекающую вниз соответственно с ближней к оси симметрии и дальней нижней четверти полукольцевой поверхности, генерируют дополнительную статическую подъемную силу, уменьшающую потери в вертикальной тяги, связанные с затенением соответствующих несущих винтов полукольцевыми каналами, имеющими при виде спереди арочную конфигурацию, открытую сверху, причем концевые части полуэллиптического переднего и заднего разрезных крыльев, размещенные по внешним бортам полукольцевых их каналов, снабжены соответственно внешними закрылками и элевонами, имеют отрицательный угол поперечного V и выполнены со стреловидностью по передней их кромке $\chi_{л.к.} = +6^\circ$ и возможностью их складывания вниз в стояночной конфигурации, при этом четырехопорное колесное шасси, имеющее наряду с задними основными опорами и передние его вспомогательные опоры, каждая пара из которых смонтированы снаружи в нижней части и по продольной оси полукольцевых каналов соответствующих разрезных крыльев, оснащено амортизационными опорами с неубирающимися колесами в удобообтекаемых подкрыльных обтекателях. Все это позволит в гибридном конвертоплане с арочным крылом (ГКАК) также снизить уровень шума электрической СУ, выполненной по параллельно-последовательной гибридной технологии и имеющей систему электропривода, включающую электромоторы, питаемые от аккумуляторной батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и отключающим электромоторы, ОЭМГ и ТДД, переключающим генерирующую мощность и порядок подзарядки аккумуляторов, что обеспечит при равномерном распределении зарядки аккумуляторной быстро перезаряжаемой батареи возможность работы электромоторов и, особенно, ТДД без пиковых перегрузок и при минимальной акустической сигнатуре. Наличие этих признаков позволит при переходных маневрах повысить путевую устойчивость и управляемость по курсу, но и снизить скорость сваливания до 30-38 км/ч, а размещение гибридной СУ в кормовой части фюзеляжа обеспечит упрощение системы управления электроприводами. Это позволит также повысить безопасность полетов и использовать ТДД меньших габаритов в его поперечнике, что обеспечит уменьшение как миделя фюзеляжа, так и ширину заднего обтекателя кормовой части фюзеляжа и, следовательно, предопределяет меньшее затенение соответствующих поворотных тянущих винтов при вертикальном взлете, посадке и висении. Для упрощения конструкции его компоновка может быть выполнена по двухбалочной схеме и концепции тандемного расположения несущих винтов (ТРНВ) по схеме ТРНВ-Х2+2. При этом наряду двух тянущих больших винтов, смонтированных на поворотных концевых частях крыла, имеющего центроплан, выполненный в виде полукольцевого канала, по продольной оси которого смонтирован плавно образованная тонкая кормовая часть короткого фюзеляжа-гондолы, имеющего боковые внешние борта, выполненные в виде ответных зеркальных внутренних поверхностей полукольцевого канала, образующих два боковых, левый и правый, полукольцевые каналы для тянущих задних меньших винтов, смонтированных на цельно-поворотных задних трапецевидных секциях арочного крыла, что позволит уменьшить вес планера и повысить весовую отдачу, увеличить транспортную и топливную эффективность. Кроме того, это также позволит в сравнении с традиционными крыльями турбовинтового самолета, имеющими предкрылки и закрылки, повысить маневренность на малых скоростях полета и при переходных маневрах, но и снизить взлетную скорость с 82 км/ч до 58 км/ч, а также увеличить в 1,527 раза коэффициент поднятия арочного крыла в производстве статической подъемной и подъемной силе при горизонтальном

скоростном крейсерском полете.

Предлагаемое изобретение БКАК и ГКАК исполнения ТРНВ-Х2+2 с вариантами их использования представлены соответственно на фиг. 1, 2 и 3, 4 и условным расположением на разрезных арочных крыльях соответствующих поворотных винтов

5 левой и правой их групп в полетной конфигурации самолета и вертолета соответственно.

На фиг. 1 на общих видах спереди и сверху соответственно а) и б) изображен БКАК с V-образным оперением и тандемными полуэллиптическими крыльями, имеющими полукольцевые каналы с арочными поверхностями, открытыми сверху.

На фиг. 2 на общих видах сбоку и сверху соответственно а) и б) изображен БКАК с килями обратной стреловидности V-образного оперения и эллиптическим крылом с 10 едиными полукольцевыми каналами, передние левый и правый винты которых работают по толкающей и тянущей схеме, и концевыми частями крыла, имеющими при виде спереди наравне с ЦПП и ЦПЗ вид серповидной конфигурации, закрытой сверху.

На общих видах изображены на фиг. 3 в изометрической проекции двухкилевой и 15 сверху фиг. 4 двухбалочной схемы ГКАК с разновеликими винтами, два передних из них больших винта смонтированы на поворотных концевых частях полуэллиптического крыла, имеющего полукольцевой канал-центроплан с двумя задними меньшими винтами, установленными на левом и правом ЦПЗ с эллиптической задней кромкой.

Беспилотный конвертоплан с арочным крылом имеет из композитного углепластика 20 планер по схеме высокоплан с тандемными и эллиптическими крыльями, представлен на фиг. 1-2, содержит фюзеляж 1 с передним 2 и задним 3 разрезными крыльями. В вырезах каждого крыла с близким расположением установлены как передняя секция арочного крыла - полукольцевой канал 4 с внутренним передним ребром 5 жесткости и концевой частью 6, так и задняя секция - ЦПЗ 7, имеющий при виде спереди 25 конфигурацию типа чайка, но и над изломом последней гондолу 8 с редуктором тянущего трехлопастного винта 9. Концевые части 5 полуэллиптических крыльев 2 и 3 снабжены соответственно закрылками 10 и элевонами 11. Развитое V-образное оперение 12 имеет полуэллиптические кили с рулевыми поверхностями 13 (см. фиг. 1).

Для уменьшения длины продольного вала Н-образной трансмиссии объединенный 30 полукольцевой канал имеет переднюю 15 (см. фиг. 2) и заднюю 4 арочные секции эллиптического крыла 14, выполненные открытыми сверху, установлены в центральной части фюзеляжа 1 и центре масс. Концевые части 6 с элеронами 16 эллиптического крыла 14, передние и задние части которого соответственно с винтами 17 и 9 и их гондолами 8 размещены на ЦПП 18 и ЦПЗ 7, отклоняемых вверх и обратно 35 соответственно от полукольцевых секций 15 и 4. Полуэллиптическое V-образное оперение обратной стреловидности, килевые поверхности 19 с рулевыми поверхностями 20 которого имеют переднюю кромку, размещенную при виде сбоку параллельно радиусам секторного выреза, образованного концевыми крылышками 21 (см. фиг. 2а). Трехопорное колесное шасси имеет переднюю его опору 22, убирающуюся в носовую 40 нишу фюзеляжа 1, оснащено основными их подкрыльными опорами 23 с неубирающимися амортизационными колесами в обтекателях 24, смонтированных снаружи в нижней части их полукольцевых каналов 4 задней секции эллиптического крыла 14 (см. фиг. 2) и арочной секции 32 полуэллиптического крыла (см. фиг. 3 и 4).

Для упрощения конструкции ГКАК может иметь Н- или П-образное оперения на 45 концах фюзеляжа 1 или тонких разнесенных балок 25 с киль-шайбами 26, отклоненными к плоскости симметрии и имеющими рули направления 27 и стабилизатор 28 с рулями высоты 29 (см. фиг. 3-4). Разнесенные балки 25 смонтированы на верхних частях и по внешним бортам развитого полукольцевой канала-центроплана 30. Вдоль продольной

оси последнего смонтирован короткий фюзеляж-гондола 31, имеющий по внешним бортам полукольцевые секции 32 для тянущих меньших левого 33 и правого 34 винтов в гондолах 35, смонтированных на ЦПЗ 36, выполненных в поперечной плоскости при виде спереди в виде серповидных несущих поверхностей, закрытых сверху. Большие тянущие левый 37 и правый 38 винты с гондолами 39 их редукторов смонтированы на законцовках цельно-поворотных концевых частей 40 с элеронами 41 полуэллиптического (секции 30, 36 и 40) разрезного крыла 42 (см. фиг. 4).

Силовая установка ГКАК (см. фиг. 3 и 4) выполнена электрической и по параллельно-последовательной гибридной технологии, в которой два электромотора, вращательно связанные с задними меньшими винтами, и ТДД, вращательно связанные с передними большими винтами. При этом ОЭМГ вращательно связан с коробкой передач, подключаемой ОЭМГ, работающий как электромотор, к входному валу главного редуктора, увеличивая взлетную мощность на режимах ВВП и зависания либо к ТДД, передающему крутящий момент и на главный редуктор трансмиссии, и на ОЭМГ, работающий как генератор, для выработки генерирующей электрической мощности и подзарядки аккумуляторов в горизонтальном полете (на фиг. 3 и 4 не показано).

Управление (четырехвинтовыми БКАК и ГКАК идентично) приводится на примере БКАК (см. фиг. 2), которое обеспечивается общим и дифференциальным изменением шага поворотных двух передних 17 и двух задних 9 винтов и отклонением рулевых поверхностей 16 и 20, работающих в зоне активного обдува этих винтов. При крейсерском полете подъемная сила создается крылом 14, горизонтальная тяга - винтами 17 и 9, на режиме висения только винтами 17 и 9, на режиме перехода - крылом 14 с винтами 17 и 9. При переходе с самолетного режима полета на режим висения и если возникает момент тангажа (M_z), то он парируется отклонением рулей высоты 20,

создающих, работая в зоне обдува двух задних винтов 9, парирующую силу. После установки поворотных винтов двух передних 17 и двух задних 9 в вертикальное положение вдоль линий вертикальной их тяги обеспечивается возможность вертолетных режимов полета. При этом в данной конфигурации четырехвинтовой несущей схемы реактивные моменты от двух передних 17 и двух задних 9 компенсируются полностью за счет взаимно противоположного их вращения в каждой группе винтов. Поворотные передние 17 и задние 9 винты отклоняются от горизонтального положения в вертикальное на угол 90° и наклонное 45° соответственно при выполнении ВВП и КВП на вертолетных и самолетных режимах полета БКАК. При висении на вертолетных режимах полета продольное управление БКАК осуществляется изменением шага винтов передней 17 и задней группы 9, путевое управление - изменением крутящих моментов каждой группы винтов, имеющих одинаковое направление вращения в диагонально расположенных группах винтов, например передний левый 17 винт с правым задним 9 винтом и передний правый 17 винт с левым задним 9 винтом (см. фиг. 2б). Поперечное управление обеспечивается изменением шага левой группы 17-9 и правой 9-17 несущих винтов, осуществляющих поперечную балансировку при одновременном соответствующем изменении шага двух передних винтов 17, обеспечивающих при этом продольную стабилизацию в связи с изменяемой продольной балансировкой. После вертикального взлета и набора высоты для перехода на самолетный режим полета поворотные винты передние 17 и задние 9 синхронно устанавливаются в горизонтальное положение (см. фиг. 2а). После чего производится крейсерский полет, при котором путевое управление обеспечивается рулевыми поверхностями 20. Продольное и поперечное управление может осуществляться синфазным и дифференциальным отклонением рулевых поверхностей 20 V-образного оперения 19 обратной

стреловидности и элеронов 16 эллиптического крыла 14 соответственно.

Таким образом, БКАК исполнения ТРНВ-Х2+2 с аэродинамической схемой тандем высокоплан, имеющий переднее и заднее арочные крылья с соответствующими винтами на ЦПЗ и V-образное оперение, представляет собой четырехвинтовой беспилотный конвертоплан. При выборе такой схемы БКАК большую роль играет необходимость обеспечения условий безопасного его использования на протяженных трассах при длительном времени крейсерского режима полета в самолетной конфигурации, но и, особенно, при выполнении переходного маневра, заходе на зависание и во время самой вертикальной посадки. Снижение аварийности достигается уменьшением скорости полета и принятием специальных мер (тандемная схема с арочными полуэллиптическими крыльями обеспечат соответственно хорошие противосрывные и противоштопорные характеристики). Ожидаемый эффект от такой конструкции - осязаемое уменьшение взлетной и скорости сваливания в 1,41 раза меньше, чем если арочное крыло было заменено традиционным сечением крыла, что позволит удвоить время барражирующего полета. В конечном итоге широкие эксплуатационные требования к конвертопланам нового поколения, несомненно, приведут к освоению скоростных БКАК и ГКАК, позволяющих реализовать высокие технико-экономические результаты (см. табл. 1) и достойно конкурировать с корпорацией IAI (Израиль).

20

25

30

35

40

45

Предварительные технические требования к БКАК и ГКАК исполнения ТРНВ-Х2+2

№ п/п	Параметры	Величины	
		Тип 1.1	Тип 1.2
1.	Размеры от типа исполнения:	ГКАК-0,3	БКАК-0,55
1.1	длина фюзеляжа, м	6,9	8,17
1.2	высота на шасси при выполнении КВП, м	2,6	3,1
1.3	размах первого/второго крыла, м	9,9/-	8,8/8,8
1.4	площадь первого/второго крыла, м ²	16,335/-	9,68/9,68
2.	Турбодизельная/гибридная СУ на базе ТДД/ТДД с ОЭМГ+два электромотора, модель	-/RED aircraft RED A03	RED aircraft RED A03/-
2.1	мощность ТДД с ОЭМГ+эл.моторов, л.с./кВт	-528×1+32×2	500×2/-
2.2	вертикальная/крейсерская тяговооруженность	1,20/0,29	1,20/0,36
3.	Массы и нагрузки:		
3.1	нормальная при выполнении ВВП, кг	1630	2110
3.2	при взлете с КВП и перегрузом до 15%, кг	1860	2420
3.3	нормальная полезная нагрузка при взлете по п.3.1 /п.3.2, чел.- (т) для БКАК	1+3-(0,4) /1+5-(0,6)	1-(0,55) /1-(0,8)
3.4	пустого/в т.ч. аккумуляторов, кг	1070/100	1240/-
4.	Запас топлива по п.3.1/п.3.2, кг	160/190	320/380
5.	Диаметр несущих винтов D/d, м	2,91×2/2,06×2	2,06×4/-
5.1	Ометаемая площадь всеми винтами, м ²	19,942	13,324
6.	Удельная нагрузка на ометаемую площадь всеми винтами при выполнении ВВП, кг/м ²	81,54	158,36
7.	Удельная нагрузка на мощность, кг/л.с.	2,64	2,11
8.	Удельная нагрузка на крылья/с учетом коэффициента поднятия арочного крыла по п.3.2, кг/м ²	113,87:1,527 =74,59	125,0:1,527 =81,86
9.	Летно-технические характеристики на базе:		
9.1	Крейсерская скорость при использовании 30% от взлетной мощности СУ по п. 3.2/п. 3.1, км/ч	500/525	550/575
9.2	время полета по п. 3.1/п. 3.2, ч	4,0/5,0	4,0/5,0
9.3	протяженность полета по п. 3.1/п. 3.2, км	2100/2500	2300/2750
9.4	максимальная скорость, км/ч	550	600
9.5	практический потолок, м	7000	7000
9.6	время зависания за общее время полета, ч	0,45	0,5
9.7	дистанция при разбеге/посадке с пробегом, м	22/33	26/39

(57) Формула изобретения

1. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом, содержащий на консолях крыла две мотогондолы, в передних и задних окончаниях которых смонтированы по два винта, имеет хвостовое оперение, двигатели силовой установки (СУ), передающие валами трансмиссии мощность на поворотные винты, создающие горизонтальную и их соответствующим отклонением вертикальную тягу, и трехопорное колесное шасси с носовой вспомогательной опорой, отличающийся тем, что он выполнен по схеме тандем высокоплан, каждое крыло которого состоит из двух с близким расположением друг к другу внутренних его секций, смонтированных уступом с передней секцией ниже задней при положительной деградации первой ко второй секции по углу атаки, при этом передняя и задняя равновеликого размаха внутренние секции крыла выполнены соответственно в виде полукольцевого канала, снабженного по передней кромке внутренним профилированным ребром жесткости и имеющего аэродинамический профиль арочной крыльевой секции, хорда которой составляет 3/4 от средней

аэродинамической хорды (САХ) крыла, и в виде цельно-поворотного закрылка (ЦПЗ), имеющего хорду 1/5 от САХ крыла и зазор между кромками секций, равный 1/20 от САХ крыла, имеющего эллиптическую заднюю кромку (ЭЗК), причем каждый ЦПЗ каждого крыла выполнен при виде спереди к и от продольной оси соответствующего

5 полукольцевого канала соответственно с положительным и отрицательным углом поперечного V , образуя из них левым и правым ЦПЗ одного крыла конфигурацию типа чайка, и снабженный гондолой с редуктором тянущего винта, смонтированного как над изломами ЦПЗ, увеличивая строительную высоту над полукольцевым каналом и, как следствие, радиус тянущего винта, так и соосно соответствующему

10 полукольцевому каналу передней секции крыла с возможностью свободного вращения в конце задней расходящейся внутренней полукольцевой его поверхности при создании им горизонтальной тяги и совместного отклонения с ЦПЗ крыла вверх на угол 45° и 90° для создания им подъемно-маршевой тяги и подъемной силы при выполнении соответственно короткого и вертикального взлета/посадки (КВП и ВВП) или зависания,

15 при этом тянущие флюгерно-реверсивные винты, выполненные трехлопастными без автоматов перекося их лопастей и с редукторами винтов, каждый из которых вращательно связан соединительными валами Н-образной в плане трансмиссии и создающие при выполнении ВВП и зависания необходимые управляющие моменты с обеспечением от всех несущих винтов полной компенсации реактивных крутящих

20 моментов при противоположном направлении вращения между винтами в каждой их группе и одинакового направления вращения в диагонально расположенных несущих винтах, например, при виде сверху передний левый винт с задним правым винтом вращаются по часовой стрелке, имеют вертикальные оси их вращения благодаря смонтированным их редукторам на вершине V-образного излома ЦПЗ, вынесенные

25 от задней кромки полукольцевого канала так, что плоскости вращения их лопастей, располагаясь над передними и задними полукольцевыми поверхностями каждого крыла, обдувают соответствующие их секции и создают суперциркуляцию на их верхних полукольцевых поверхностях, направленную от внешнего борта фюзеляжа и, как следствие, истекающую вниз соответственно с ближней к оси симметрии и дальней

30 нижней четверти полукольцевой поверхности, генерируют дополнительную статическую подъемную силу, уменьшающую потери в вертикальной тяги, связанные с затенением соответствующих несущих винтов полукольцевыми каналами, имеющими при виде спереди арочную конфигурацию, открытую сверху, причем концевые части с ЭЗК

35 переднего и заднего разрезных крыльев, размещенные по внешним бортам полукольцевых их каналов, снабжены соответственно внешними закрылками и элевонами, имеют отрицательный угол поперечного V и выполнены со стреловидностью по передней их кромке $\chi_{п.к}=+6^\circ$ и возможностью их складывания вниз в стояночной конфигурации, при этом четырехопорное колесное шасси, имеющее наряду с задними основными опорами и передние его вспомогательные опоры, каждая пара из которых

40 смонтированы снаружи в нижней части и по продольной оси полукольцевых каналов соответствующих разрезных крыльев, оснащено амортизационными опорами с неубирающимися колесами в удобообтекаемых подкрыльных обтекателях.

2. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по п. 1, отличающийся тем, что с целью уменьшения длины продольного вала трансмиссии между секций полукольцевых

45 каналов, упомянутые задние из которых и зеркально расположенные к ним - передние, имеющие открытые сверху арочные конфигурации, установлены в центральной части фюзеляжа так, что образуют при виде сверху объединенные полукольцевые каналы, передние и задние полукольцевые части которых снабжены на торцевых их стыках

внутренними профилированными ребрами жесткости, но и от поперечной оси последних вынесены соответственно вперед и назад и равноудалены от центра масс, при этом по линии сопряжения внешних бортов переднего и заднего полукольцевых каналов две их ширины с концевыми хордами соответственно цельно-поворотного предкрылка (ЦПП) и упомянутого ЦПЗ при виде сверху имеют длину, равновеликую хорде концевых их частей, выполненных от внешних бортов объединенных полукольцевых каналов при виде спереди в виде серповидных несущих поверхностей, закрытых сверху и имеющих элероны эллипсовидного крыла, передние и задние арочные секции которого с соответствующими винтами, смонтированными соответственно на ЦПП и ЦПЗ, выполненных в поперечной плоскости при виде спереди в самолетной конфигурации в виде серповидных несущих поверхностей, имеющих закрытые сверху конфигурации, обеспечивающие соосное расположение горизонтальных осей вращения винтов в левой и правой их группах и синхронный для выполнения ВВП и зависания поворот передней и задней их групп соответственно вперед и назад по полету, причем каждый ЦПП, имеющий САХ, составляющую 9/10 от САХ ЦПЗ, обеспечивает свободное вращение переднего винта в начале передней расходящейся внутренней арочной поверхности в объединенном полукольцевом канале при создании им горизонтальной тяги, при этом передние винты в каждом конечном положении их совместного поворота с ЦПП при создании ими вертикальной или горизонтальной тяги снабжены возможностью осуществлять тягу соответственно по тянущей или толкающей схеме соответственно с большим положительным и меньшим отрицательным углом установки атаки их лопастей, а на переходных режимах полета обеспечивать синхронный ускоренный поворот передних винтов вверх или обратно вниз при нулевом угле установки их лопастей после или до установки задних винтов соответственно для создания ими вертикальной или горизонтальной тяги, при этом эллипсовидные концевые части крыла имеют по поперечной его оси на их концах секторные вырезы, образующие передний и задний треугольно подобные при виде сбоку концевые шайбы, отклоненные по равновеликим их дугам соответственно вниз и вверх и совместно образующие при виде сбоку внутренними соответствующими их сторонами наклонную линию, причем килевые поверхности V-образного оперения, имеющего эллиптическую переднюю кромку, выполнены с рулевыми поверхностями и прямой стреловидностью по задней кромке, размещенной при виде сбоку параллельно наклонной линии, верхний конец которой отклонен назад по полету.

3. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по п. 2, отличающийся тем, что эллипсовидные концевые части крыла с упомянутыми серповидными несущими поверхностями, выполненными открытыми сверху, имеют на их концах упомянутые треугольно подобные при виде сбоку передние и задние концевые шайбы, отклоненные по равновеликим их дугам соответственно вверх и вниз и совместно образующие при виде сбоку внутренними соответствующими их сторонами наклонную линию, при этом килевые поверхности V-образного оперения, имеющего эллиптическую заднюю кромку, выполнены с соответствующими рулевыми поверхностями и обратной стреловидностью по передней кромке, размещенной при виде сбоку параллельно наклонной линии, верхний конец которой отклонен вперед по полету.

4. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по п. 2, отличающийся тем, что упомянутые передние и задние концевые шайбы, отклоненные при виде спереди вниз соответственно по разновеликим их дугам, так что передние из них с большим радиусом дуги, имея меньший размах, образуют при этом щель между наружными и внутренними поверхностями соответственно передней и задней концевой шайбы.

5. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по п. 3, отличающийся тем, что упомянутые передние и задние концевые шайбы, отклоненные при виде спереди вверх соответственно по разновеликим их дугам, так что передние из них с меньшим радиусом дуги, имея больший размах, образуют щель при этом между внутренними и наружными поверхностями соответственно передней и задней концевой шайбы.

6. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по любому из пп. 2-5, отличающийся тем, что полностью электрическая СУ выполнена по последовательной гибридной технологии с системой электропривода, включающей два обратимых электромотора-генератора (ОЭМГ) и два электромотора, вращательно связанные соответственно с передними и задними винтами, аккумуляторные быстро перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и отключающим ОЭМГ и электромоторы, при этом передние с вертикальной осью вращения ОЭМГ, размещенные на удлиненных профилированных держателях с несущими винтами, вынесенными вперед от стационарных предкрылков, по меньшей мере, одного упомянутого разрезного крыла и обеспечивающими создание подъемной силы при выполнении ВВП и зависания и возможность в самолетной конфигурации при авторотации передних несущих винтов осуществления подзарядки аккумуляторов соответственно при работе ОЭМГ в режиме электромотора и ветрогенератора.

7. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по п. 1, отличающийся тем, что задние меньшие винты, смонтированные на упомянутых ЦПЗ, выполненных при виде спереди в самолетной конфигурации в виде серповидной несущей поверхности, закрытой сверху, и размещенных при этом в соответствующих открытых сверху арочных секциях, имеющих по внешним их бортам поворотные концевые части крыла, выполненные по передней кромке с обратной стреловидностью, смонтированы с положительным углом $\phi = +10^\circ$ поперечного V, снабжены на их законцовках гондолами редукторов больших тянущих винтов, при этом передние два больших и задние два меньших винта размещены соответственно в направлении полета спереди и сзади от центра масс и имеют соответственно на вертолетных режимах полета меньшее и большее расстояния от вертикальных их осей вращения до центра масс, но и с возможностью преобразования его полетной конфигурации с вертолета четырехвинтовой несущей схемы, включающей два больших и два меньших несущих винта, как в самолет с четырехвинтовой или двухвинтовой движительной системой при зафиксированных во флюгерном положении лопастях каждого меньшего винта, так и обратно,

причем электрическая СУ выполнена по параллельно-последовательной гибридной технологии с системой электропривода, включающей два электромотора, вращательно связанные с соответствующими задними меньшими винтами, ОЭМГ, аккумуляторные быстро перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и отключающим электромоторы, ОЭМГ и турбодизельный двигатель (ТДД), переключающим генерирующую мощность и порядок подзарядки аккумуляторов, и снабженной возможностью реализации двух способов работы с внутренним источником энергии - ТДД и ОЭМГ, установленными в задней части фюзеляжа в двигательном отсеке, при этом ОЭМГ, вращательно связанный с коробкой передач, подключающей ОЭМГ, работающий как электромотор, к входному валу главного редуктора, увеличивая взлетную мощность на режимах ВВП и зависания либо к ТДД, передающему крутящий момент как на главный Т-образный в плане редуктор, имеющий поперечные валы трансмиссии, проложенные в упомянутых ребрах жесткости арочных каналов и связанные далее гибким валом с редукторами больших винтов, так и на ОЭМГ, работающий как генератор, для выработки генерирующей электрической

мощности и подзарядки аккумуляторов с обеспечением необходимых режимов его полета в самолетной конфигурации, хвостовое оперение выполнено в виде Н-образного оперения с развитыми киль-шайбами, имеющими килевые поверхности, размещенные при виде сверху по продольным осям редукторов меньших винтов, при этом в
5 стояночной самолетной конфигурации при зафиксированных во флюгерном положении лопастях как каждого переднего большего винта таким образом, что одна из трех его лопастей размещается к плоскости симметрии вдоль концевой части крыла, а две другие при этом его лопасти, выполненные складывающимися, отклоняются к уже зафиксированной лопасти, так и каждого заднего меньшего винта таким образом, что
10 одна из трех его лопастей размещается вниз вертикально и параллельно плоскости симметрии, а две другие при этом его лопасти, выполненные складывающимися, отклоняются к уже зафиксированной лопасти, затем после поочередного складывания лопастей каждой группы винтов для уменьшения стояночной площади поворачиваются вверх концевые части крыла и отклоняются к оси симметрии совместно со сложенными
15 лопастями больших винтов с их фиксацией над соответствующей арочной секцией крыла.

8. Беспилотный конвертоплан с арочным крылом по п. 7, отличающийся тем, что развитое П-образное оперение имеет килевые поверхности, которые отклонены к плоскости симметрии и установлены на концах удобообтекаемых тонких разнесенных
20 балок, размещенных на консолях упомянутого разрезного крыла в верхних частях и по внешним бортам развитого полукольцевого канала-центроплана, имеющего аэродинамический профиль открытого сверху арочного крыла, снабженного упомянутыми большими винтами на поворотных концевых частях, имеющих при виде спереди в самолетной конфигурации вид несущей поверхности с поперечным V
25 серповидной конфигурации открытой сверху, при этом вдоль продольной оси полукольцевого канала-центроплана совместно с последним и на верхней части внутренней его поверхности смонтирован короткий фюзеляж-гондола, имеющий плавно образованную тонкую кормовую часть фюзеляжа-гондолы, задние внешние борта которой выполнены в виде ответных зеркальных внутренних поверхностей внешних
30 бортов полукольцевого канала-центроплана, образующих две, левую и правую, арочные секции для упомянутых меньших винтов, смонтированных на упомянутых ЦПЗ.

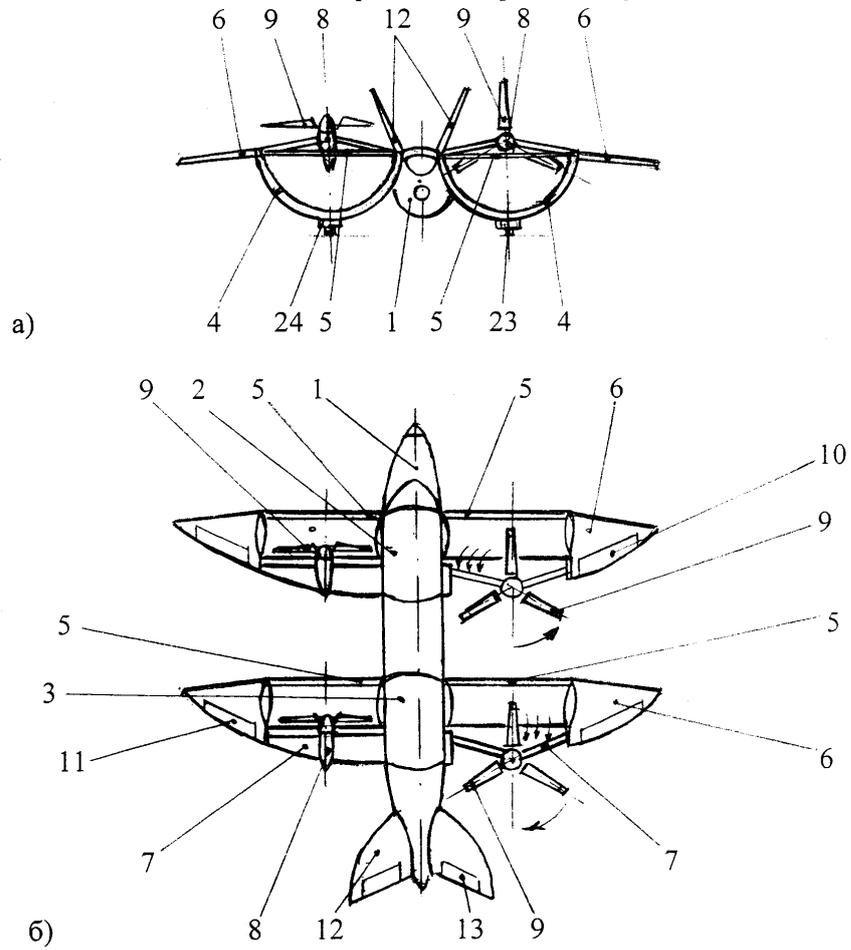
35

40

45

1

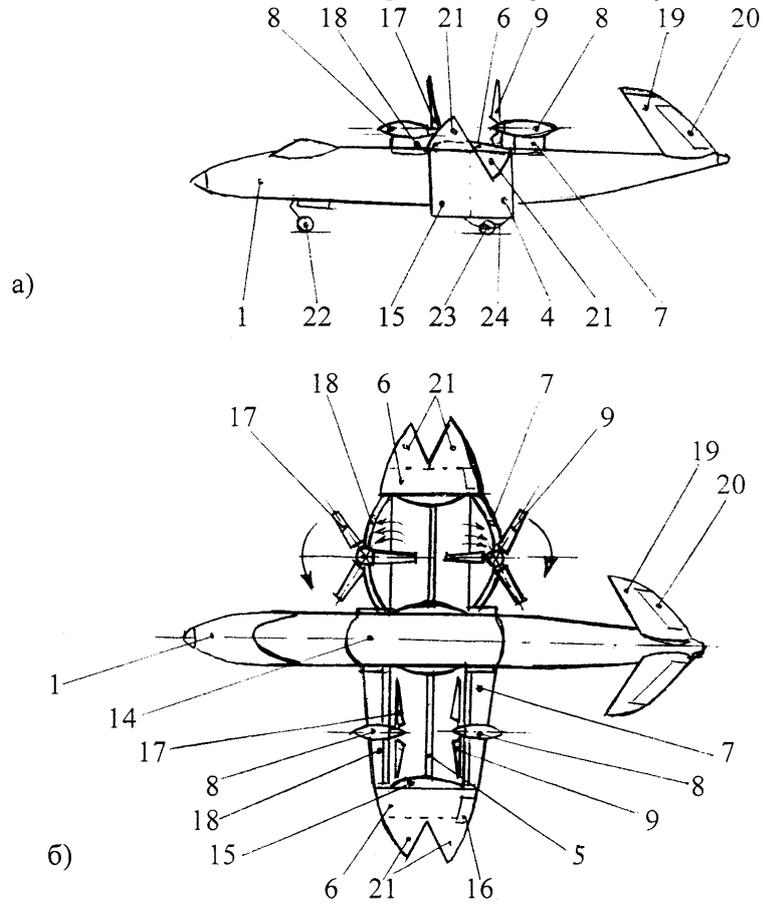
Беспилотный конвертоплан с арочным крылом



Фиг. 1

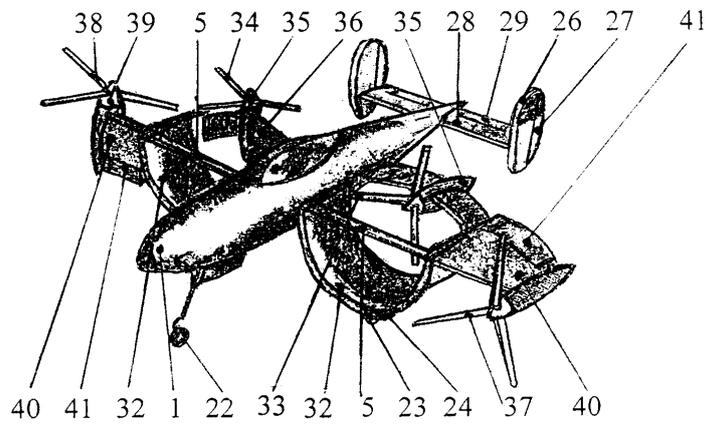
2

Беспилотный конвертоплан с арочным крылом

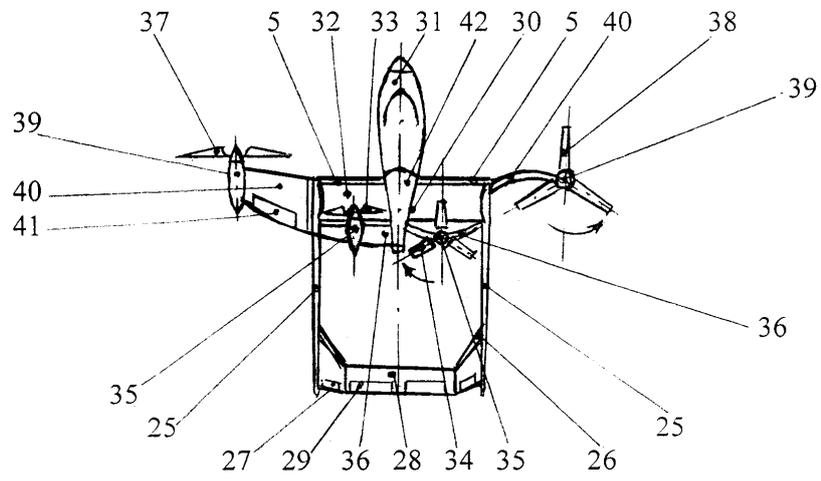


Фиг. 2

Беспилотный конвертоплан с арочным крылом



Фиг. 3



Фиг. 4