



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013107873/11, 21.02.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.02.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 21.02.2013

(45) Опубликовано: 27.06.2014 Бюл. № 18

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2351506 C2, 10.04.2009. RU 2432300 C2, 27.10.2011. US 20060266879 A1, 30.11.2006. RU 2407675 C1, 27.12.2010

Адрес для переписки:

347923, Ростовская обл., г. Таганрог, ул.
Ломакина, 106-а, кв. 12, Дурову Д.С.

(72) Автор(ы):

Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

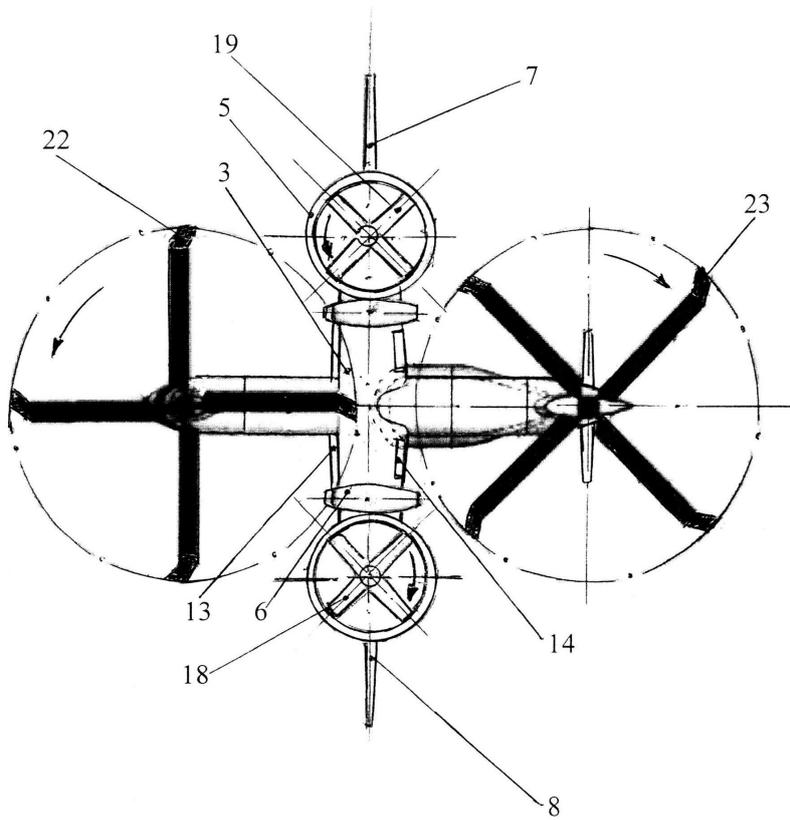
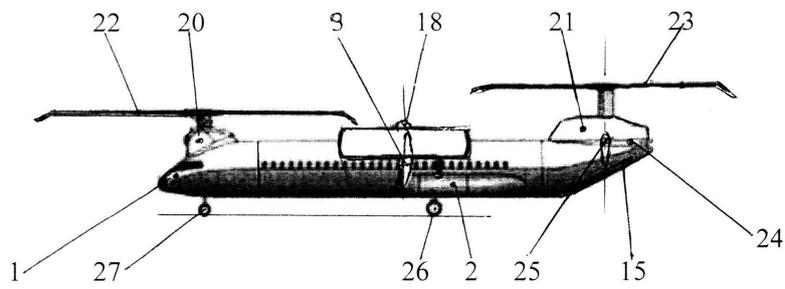
Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(54) МНОГОВИНТОВОЙ ТЯЖЕЛЫЙ КОНВЕРТОВИНТОКРЫЛ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к конструкциям комбинированных вертолетов. Многовинтовой тяжелый конвертовинтокрыл выполнен в виде высокорасположенного моноплана, имеющего на консолях крыла винты в поворотных кольцевых каналах, фюзеляж с шарнирно установленными двумя силовыми балками ромбовидной в плане качалки, имеющей возможность отклонения ее балок в продольной плоскости и снабженной на противоположных ее вершинах несущими винтами на пилонах. Винты связаны валами трансмиссии с двигателями силовой установки, смонтированными в корневой части крыла. Винтокрыл имеет хвостовое оперение с цельноповоротным стабилизатором, трехстоечное

убирающееся колесное шасси, крыло, выполненное в виде комбинации из двух с близким расположением друг к другу крыльев, смонтированных уступом. Переднее крыло выше заднего при отрицательной деградации первого ко второму по углу атаки. Межгондольные секции переднего и заднего крыльев снабжены предкрылком и закрылком и смонтированы так, что между задней кромкой переднего крыла и передней кромкой заднего крыла, имеющего 45% площади переднего крыла, располагается узкая щель, равная 2,5% хорды переднего крыла при расстоянии между средними линиями профиля переднего и заднего крыльев, равном 30% хорды заднего крыла. Достигается повышение показателей транспортной и топливной эффективности. 2 з.п. ф-лы, 2 ил.



Фиг. 1

RU 2521121 C1

RU 2521121 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64C 37/00 (2006.01)
B64C 27/22 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013107873/11, 21.02.2013

(24) Effective date for property rights:
21.02.2013

Priority:

(22) Date of filing: 21.02.2013

(45) Date of publication: 27.06.2014 Bull. № 18

Mail address:

347923, Rostovskaja obl., g. Taganrog, ul. Lomakina,
106-a, kv. 12, Durovu D.S.

(72) Inventor(s):

Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(54) **HEAVY-DUTY MULTIROTOR CONVERTIBLE ROTORCRAFT**

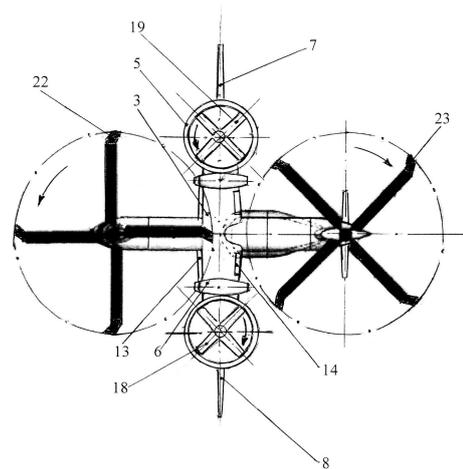
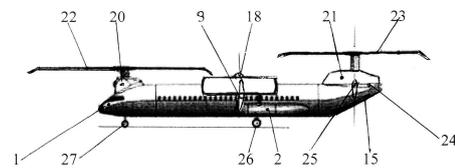
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed rotorcraft is composed of high monoplane with screws arranged on rotary circular channels at outer wing. Fuselage incorporates two load-bearing beams of lozenge rocker to deflect its beams in lengthwise plane and equipped with rotors at pylons at opposite rocker peaks. Rotors are engaged via transmission shafts with power plant engines mounted at wing root part. Rotorcraft has tail unit with all-moving fin, three-leg retractable landing gear, wing composed by combination of two approximate wings arranged in step. Front wheel is arranged above rear wing at negative degradation of the first one relative to second one with respect to angle of attack. Nacelle sections of front and rear wings are equipped with slat and flap. Said sections are configured so that narrow slot is located between front wing trailing edge and rear wing leading edge, equal to 2.5% of front wing chord at spacing between mid lines of profile of front and rear wings making 30% of rear wing chord. Note that rear wing features 45% of front wing area.

EFFECT: higher operating efficiency.

3 cl, 2 dwg



Фиг. 1

RU 2 521 121 C1

RU 2 521 121 C1

Изобретение относится к области авиационной техники и может быть использовано в конструкции многовинтовых конвертовинтокрылов - преобразуемых винтокрылых самолетоподобных летательных аппаратов с несущими на пилоне над фюзеляжем и поворотными винтами на консолях крыла, совмещающих особенности вертолетов, винтокрылов и крылатых автожиров при выполнении технологии вертикального или короткого взлета и посадки, но и короткого взлета и вертикальной посадки, особенно для труднодоступной местности, т.е. для «безаэродромного» базирования.

Известен тяжелый винтокрыл модели «Ротодайн» фирмы «Вестланд» (Англия), содержащий моноплан с высокорасположенным крылом и на пилоне над фюзеляжем один несущий винт с реактивными соплами на концах его четырех лопастей, силовую установку, включающую два турбовинтовых двигателя, расположенных в гондолах на консолях под крылом, обеспечивающих подачу сжатого воздуха для реактивного привода несущего винта и приводящих во вращение тянущие воздушные винты, хвостовое оперение с горизонтальным стабилизатором и двухкилевым оперением, имеющим складывающиеся верхние части при вертикальном взлете и посадке, и трехопорное убирающееся колесное шасси с носовой вспомогательной опорой.

Признаки, совпадающие - наличие на пилоне над фюзеляжем несущего винта большого диаметром 31,8 м, создающего вертикальную тягу только при вертикальном взлете и посадке, а два турбовинтовых двигателя мощностью по 5250 л.с., используемых располагаемую их мощность при взлете для работы компрессора, который засасывал воздух, сжимал его до четырех атмосфер и подавал через систему трубопроводов к соплам на концах четырех лопастей несущего винта, и приводящих тянущие винты, расположенные на крыле, обеспечивающие горизонтальную тягу только при крейсерском полете, особенно когда несущий винт станет вращаться на режиме самовращения, как у автожира, создавая только 40% необходимой подъемной силы, а 60% будут создаваться крылом, что должно было обеспечить винтокрылу более высокую экономичность, чем у вертолета, а избыточная тяговооруженность его силовой установки, обеспечивающая продолжение полета и на одном работающем двигателе, создает диапазон скоростей его полета 325...340 км/час и при взлетном весе винтокрыла 24276 кг с полезной нагрузкой 6,0 тонн и обеспечивает его дальность полета 1100 км.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что винтокрыл имеет двойную раздельную систему создания и подъемной силы, и горизонтальной тяги (несущий винт и тянущие винты на крыле), что неизбежно ведет к утяжелению и усложнению аппарата, особенно с несущим винтом, имеющим реактивный привод, а также увеличению объема регламентных работ и удорожанию эксплуатации, снижению весовой отдачи и дальности действия. Вторая - это то, что при испытаниях винтокрыла выяснилось, что его конструкция отличается очень большой сложностью и требует доводки и, в частности, при отказе одного из двух турбовинтовых двигателей, что также усложняет путевую стабилизацию из-за отсутствия синхронизирующего вала трансмиссии, что снижает надежность крейсерского полета. Расход топлива оказался более высоким, чем у вертолета, а преимущества автожирного полета нельзя было реализовать полностью, особенно на коротких маршрутах. Кроме того, уровень шума работающих реактивных сопел несущего винта при взлете и посадке был настолько высок, что делал невозможной эксплуатацию винтокрыла в пригородных районах. Третья - это то, что на режиме висения поток от несущего винта, обдувая консоли крыла и создавая значительную общую потерю в его вертикальной тяге, затормаживается. При этом скоростной воздушный поток, отбрасываемый от консолей крыла, предопределяет образование вихревых колец, которые могут на низких скоростях

снижения резко уменьшать силу тяги несущего винта и создавать ситуацию неуправляемого падения. Четвертая - в винтокрыле одновинтовой несущей схемы с реактивным приводом имеют место в силовой установке и, в частности, потери в системе трубопроводов подачи сжатого воздуха к соплам несущего винта, а также опасность, создаваемая несущим винтом для вертикальных килей. Поэтому последние имеют складывающиеся верхние части, что несомненно приводит к усложнению и утяжелению конструкции и имеет тенденцию к увеличению с ростом взлетного веса винтокрыла, причем при вертикальном его взлете два тянущих винта и крыло бесполезны и при этом мощность двигателей полностью используется для работы компрессора, который подают сжатый воздух через систему трубопроводов к соплам на концах четырех лопастей несущего винта, а в горизонтальном полете лишним может оказаться и несущий винт. Все это, в частности, ограничивает возможность как выполнения в перегрузочном варианте короткого взлета и посадки при полете его как винтокрыла, так и, как следствие, увеличения при этом взлетного веса на 15-20% и весовой отдачи.

Известен тяжелый винтокрыл модели Tilt Duct CH-47 компаний "Boeing/Piasecki" (США), выполненный по аэродинамической двухвинтовой продольной схеме, как у вертолета CH-47F «СЫпоок», оснащен по бокам в кормовой части его фюзеляжа двухвинтовой движительной системой в задних кольцевых каналах, силовой установкой, снабженной двумя турбовальными двигателями, установленными с каждой стороны пилона заднего несущего винта и передающими мощность через трансмиссию валов и на трехлопастные передний и задний несущие винты, вращающиеся в противоположных направлениях на соответствующих пилонках, и на четырехлопастные тянущие винты движительной системы, шасси убирающееся, четырехопорное, на передних опорах сдвоенные колеса, а колеса задних опор самоориентирующиеся, управляемые.

Признаки, совпадающие - наличие на пилонках над фюзеляжем несущих трехлопастных винтов диаметром 18,29 м, имеющих вращение в противоположных направлениях, а два турбовальных двигателя Т55-714Л мощностью по 5000 л.с., используемых их всю мощность при вертикальном взлете и ее часть при горизонтальном полете соответственно на привод как несущих винтов при создании ими подъемной силы и пропульсивной тяги, так и приводящих тянущие винты, расположенные в кольцевых каналах, обеспечивающие горизонтальную тягу только при крейсерском полете, особенно когда несущие винты станут вращаться на режиме близко к самовращению, как у автожира, создавая только подъемную силу при горизонтальном полете (авторотирующие несущие винты используются как переднее и заднее крылья, не создавая пропульсивной тяги), а потребную при этом горизонтальную тягу для крейсерского полета будут создавать винты в кольцевых каналах, что обеспечит винтокрылу более высокую экономичность, чем у вертолета, а избыточная тяговооруженность его силовой установки, обеспечивающая продолжение полета и на одном работающем двигателе, может создавать диапазон скоростей полета 350...400 км/час с полезной нагрузкой 6,0-8,1 тонн и как при нормальном взлетном весе винтокрыла 22680 кг, так и максимальном - 24494 кг, обеспечивая при этом также и радиус его действия до 935 км.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что винтокрыл имеет двойную раздельную систему создания и подъемной силы, и горизонтальной тяги (несущие винты и тянущие винты в кольцевых каналах), что неизбежно ведет к его утяжелению, особенно с тянущими винтами в кольцевых каналах, используемыми лишь в горизонтальном полете, а также увеличению объема регламентных работ и удорожанию эксплуатации, снижению весовой отдачи и дальности действия. Вторая -

это то, что на режиме висения поток от несущего заднего винта, обдувая кольцевые каналы задних тянущих винтов и создавая значительную общую потерю в его вертикальной тяге, затормаживается. При этом скоростной воздушный поток, отбрасываемый от кольцевых каналов, предопределяет образование вихревых колец, которые могут на низких скоростях снижения резко уменьшать силу тяги несущего винта и создавать ситуацию неуправляемого падения. Третья - в винтокрыле двухвинтовой продольной схемы с целью уменьшения длины фюзеляжа несущие винты имеют значительное перекрытие до 18-20%. Поэтому с целью уменьшения интерференции и вредного влияния переднего несущего винта на задний последний размещен на пилоне выше переднего, что приводит к ухудшению весовой отдачи, а из-за интерференции ресурс заднего несущего винта и его редуктора гораздо меньше передних. Все это, в конечном итоге, обеспечивает более высокий удельный расход топлива и, как следствие, более высокую стоимость полета в расчете на пассажирокилометр, но и ограничивает возможность дальнейшего повышения скорости полета и дальности действия, а также показатели транспортной и, особенно, топливной эффективности.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению является многоцелевой гидроконвертовинтоплан (Россия) [Патент RU 2351506 (Д.С.Дуров), 23.04.2007 г.], выполненный в виде высокорасположенного моноплана, имеющего на консолях крыла винты в поворотных кольцевых каналах, фюзеляж с шарнирно установленными двумя силовыми балками ромбовидной в плане качалки, имеющей возможность отклонения ее балок в продольной плоскости и снабженной в противоположных ее вершинах на пилонах над фюзеляжем несущими винтами, двигатели силовой установки, смонтированные в корневой части крыла, связаны со всеми винтами валами трансмиссии, хвостовое оперение с цельноповоротным стабилизатором и трехстоечное убирающееся колесное шасси, с носовой вспомогательной и боковыми опорами.

Признаки, совпадающие - наличие в четырехвинтовой продольно-поперечной схеме синхронно поворачиваемых консолей крыла с тянущими винтами и отклоняемых вниз и вверх от горизонтального положения соответственно на угол -10 (и на угол +5 (двух силовых балок ромбовидной в плане качалки с передним и задним несущими винтами, смонтированными на соответствующих разновеликих пилонах, преобразующими вертикальную тягу в наклонную, вращение винтов - синхронизирующее и в каждой их паре противоположно направленное, при висении поперечное управление осуществляется дифференциальным изменением тяги левого и правого консольных винтов, продольное управление - переднего и заднего несущих винтов, хвостовое оперение с цельноповоротным стабилизатором и трехкилевым оперением.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что дополнительный вес агрегатов привода ромбовидной в плане качалки и карданных соединений в продольных валах трансмиссии значительно усложняет конструкцию и уменьшает весовую отдачу. Вторая - это то, что при повороте тянущих винтов с консолями крыла и с увеличением его угла атаки на переходных режимах полета не обеспечивают при этом достаточную стабильность управления и создают опасность появления на крыле срыва потока до создания поворотными винтами необходимой подъемной силы. Третья - это то, что две силовые разновеликие балки ромбовидной в плане качалки предопределяют сложность редуцирования и продольных валов трансмиссии для переднего и заднего несущих винтов, а консольные поворотные тянущие винты поперечного управления увеличивают размах крыла с тянущими винтами и ограничивают возможности его базирования на площадках ограниченного размера.

Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше известном

многоцелевом гидроконвертовинтоплане упрощения конструкции ромбовидной в плане качалки, агрегатов привода качалки и карданных соединений в продольных их валах и увеличения весовой отдачи, упрощения путевой и продольной управляемости при вертикальном взлете, посадке и висении, уменьшения удельного расхода топлива и

5 повышения скорости полета и дальности действия, а также показателей транспортной и топливной эффективности и расширения возможностей его базирования на площадках ограниченного размера как при наземном, так и корабельном базировании.

Отличительными признаками предлагаемого изобретения от указанного выше известного гидроконвертовинтоплана, наиболее близкого к нему, являются наличие

10 того, что он наряду использования его в полетной конфигурации вертолета продольно-поперечной несущей схемы 2+2 снабжен возможностью преобразования в полетные конфигурации как винтокрыла или крылатого автожира, используемые конвертируемую соответственно подъемно-несущую или несущую двухвинтовую продольную схему наряду с двухвинтовой поперечной движительной системой, так и обратно, выполнен

15 по технологии многорежимной аэродинамической системы управления балансировкой при вертикальном взлете, посадке и висении по тангажу и курсу с непосредственным управлением подъемной силой и у всех несущих винтов с компенсацией реактивного крутящего момента, и у всех несущих поверхностей с обеспечением равновесия, позволяющей при этом с отсутствием автоматов перекося лопастей всех несущих винтов

20 упростить особенно на режимах висения путевое и продольное управление посредством соответствующих рулевых поверхностей, а с целью увеличения показателей статической подъемной силы и повышения эффективности винтомоторной группы соосных винтов в поворотных кольцевых каналах, каждый из которых снабжен относительно поперечной оси его поворота и в его центре соответственно аэродинамической

25 поперечной поверхностью и центральной гондолой с Т-образным в плане редуктором соосных винтов с взаимно противоположным их вращением, выполненных в виде разнесенных друг от друга тянущего и толкающего винтов, вынесенных на продольных частях центральной гондолы относительно поперечной поверхности к передней и задней частям соответствующего кольцевого канала соответственно перед сужающейся и

30 расходящейся внутренней его поверхностью, при этом на выходе каждого кольцевого канала смонтирована дистанционно управляемая рулевая поверхность многорежимной аэродинамической системы управления, выполненная максимально эффективной и по площади, и по углам отклонения, работающая как внешний закрылок крыла на взлетно-посадочных режимах с коротким разбегом и пробегом, так и в режиме элеронов при

35 горизонтальном полете, но и на режимах вертикального взлета, посадки и висения - как рули путевого управления при дифференциальном их отклонении, с целью уменьшения затенения заднего несущего винта при вертикальном взлете, посадке и висении цельноповоротный стабилизатор, поперечная ось поворота которого расположена под задним, размещенным выше переднего, несущим винтом и вдоль

40 вертикальной оси последнего, выполнен в виде переустанавливаемой как с вертикального в горизонтальное положение, так и обратно развитой рулевой поверхности многорежимной аэродинамической системы управления по тангажу и снабжен в каждом конечном положении после поворота его консолей возможностью обеспечивать максимально эффективные углы синфазного их отклонения как при

45 вертикальном взлете, посадке и висении, так и при горизонтальном полете, но и на взлетно-посадочных режимах с коротким разбегом/пробегом.

Кроме того с целью увеличения аэродинамического качества, снижения индуктивного сопротивления, значительного повышения коэффициента подъемной силы крыла и

несущей его способности он снабжен крылом, выполненным в виде комбинации из двух с близким расположением друг к другу крыльев, смонтированных уступом с передним крылом выше заднего при отрицательной деградации первого ко второму по углу атаки, при этом секции переднего и заднего крыльев, расположенные между 5 крыльевыми мотогондолами, снабжены соответственно предкрылком и закрылком, смонтированы так, что между задней кромкой переднего крыла и передней кромкой заднего крыла, имеющего 45% площади переднего крыла, располагается узкая щель, равная 2,5% хорды переднего крыла, а при расстоянии между средними линиями профиля переднего и заднего крыла, равном 30% хорды заднего крыла, образуя между их 10 соответствующими поверхностями щелевой проход, достигается сопоставимая сила лобового сопротивления, как бы у моноплана, причем внешние несущие секции переднего крыла, смонтированные по соответствующим бортам мотогондол, выполнены в виде полукруглых крыльевых каналов, имеющих аэродинамический профиль арочного крыла и снабженных концевыми частями, имеющими на конце обтекатели, оснащенные 15 как L-образными в поперечной плоскости трансформируемыми законцовками, стреловидные разновеликие элементы которых отогнуты в двух направлениях: меньшие назад и из них плавно выходящие вверх - большие, первые из которых, образуя переменную стреловидность по передней кромке с каждой концевой частью переднего крыла, смонтированы в концевом обтекателе последнего и выполнены с 20 несимметричным двояковыпуклым профилем в виде комбинации из двух сомкнутых верхней и нижней концевых шайб, имеющих расположенные во внутрь разновеликие дугообразные задние кромки, выполнены соответственно с выпукло-вогнутым аэродинамическим профилем и двояковыпуклым, вогнутые нижние и верхние выпуклые поверхности которых при этом зеркально друг другу соответственно расположены, а 25 вторые из которых, представляющие собой концевые крылышки с симметричным двояковыпуклым профилем, загибаясь вверх по дуге небольшого радиуса, равного толщине профиля концевой части переднего крыла, образуют при нормальном взлетном весе в поперечной плоскости L-образную форму каждой законцовки переднего крыла, так и отдельными приводами каждой концевой шайбы, обеспечивающими при 30 перегрузочном варианте полета от линии их разъема относительно продольной оси, расположенной параллельно плоскости симметрии соответствующего концевого обтекателя переднего крыла, синхронное отклонение верхних и нижних концевых шайб в вертикальной плоскости соответственно вверх и вниз, образующими при этом по высоте от линии разъема разновеликие стреловидные концевые шайбы, каждая верхняя 35 из которых с соответствующим стреловидным концевым крылышком, формируя со стреловидной концевой частью крыла в поперечной плоскости С-образную форму переднего крыла, образует с последним и соответствующей нижней стреловидной концевой шайбой трехэлементную F-образную в поперечной плоскости законцовку, в каждой из которых верхняя и нижняя стреловидные концевые шайбы, отклоненные 40 наружу от плоскости симметрии, образуют между собой на концевом обтекателе в поперечной плоскости V-образный излом, при этом в переднем крыле С-образной формы каждое верхнее стреловидное его концевое крылышко большого удлинения размещено со своей задней кромкой в плане так, что, образуя в комбинации tandemных крыльев как бы проекцию моноплана, находится при этом на одной линии с задней 45 кромкой концевой цельноповоротной секции заднего крыла, причем каждая из последних, смонтированная по внешнему борту в задней части соответствующей крыльевой мотогондолы, снабжена надкрыльевой гондолой с Г-образным в плане редуктором консольного тянущего винта, смонтированного соосно соответствующему

полукруглому крыльевому каналу переднего крыла с возможностью свободного вращения в начале расходящейся внутренней арочной его поверхности при создании им горизонтальной тяги и отклонения с цельноповоротной секцией заднего крыла вверх для создания им подъемной силы при вертикальном взлете, посадке и висении, система 5 трансмиссии, обеспечивая передачу взлетной мощности двигателей между винтами двухвинтовых продольной и поперечной схем и включая наряду с крестообразным в плане главным редуктором и с соответствующими соединительными поперечными и продольными валами, связывающими соответственно два Г-образных в плане редуктора консольных тянущих винтов и два Г-образных в продольной плоскости угловых 10 редуктора переднего и заднего несущих винтов, оснащена Т-образным в плане промежуточным редуктором, снабженным продольным и поперечными соединительными валами, размещенными соответственно по оси симметрии к главному редуктору и внутри переднего крыла к Т-образным в плане редукторам двигателей, приводимым силовой установкой, состоящей из двух крыльевых мотогондол, каждая 15 из которых включает по два газотурбинных двигателя, имеющих тандемное расположение и рассчитанных на работу при их размещении перед и за соответствующим консольным редуктором двигателей, смонтированы соответственно от последнего по полету вперед и назад и выполнены для отбора их взлетной мощности соответственно с задним и передним выводом вала, каждый из последних, образуя с соответствующим 20 поперечным валом и Т-образным в плане промежуточным редуктором синхронизирующую систему, снабжен муфтами свободного хода и сцепления, выдающими, отключая от трансмиссии в горизонтальном полете любые избыточные двигатели и один любой в случае его отказа или все двигатели при их отказе, управляющий сигнал на автоматическое изменение полетной конфигурации 25 соответственно в крылатый автожир или в вертолет соответственно с двумя или четырьмя авторотирующими их несущими винтами.

Кроме того, с целью выполнения технологии как вертикального взлета, посадки и висения главный редуктор трансмиссии обеспечивает передачу всей взлетной мощности силовой установки на два продольных и два поперечных несущих винта соответственно 30 большую и меньшую ее части от соответствующих трех и одного ее однотипных двигателей, обеспечивающих нормальный взлетный вес при полете как вертолета, так и при максимальном взлетном весе технологии короткого взлета и посадки или крейсерского полета главный редуктор обеспечивает распределение в силовой установке номинальной мощности от двух или одного ее двигателей, используемых в любой 35 последовательности из имеющихся работоспособных в наличии, при взлетно-посадочной или крейсерской полетной конфигурации соответственно как винтокрыла или крылатого автожира, но и возможности повышения в перегрузочном варианте взлетного веса на 20% и крейсерских скоростей полета на винтокрылом и автожирном режимах полета продольные передний и задний несущие винты, вращаясь на режиме, близком к 40 самовращению или авторотации, создавая только подъемную силу наравне с подъемной силой, обеспечиваемой тандемными крыльями, используются при этом в качестве дополнительного источника подъемной силы и аэродинамических поверхностей, как бы у самолетоподобной продольной схемы триплана.

Благодаря наличию этих признаков наряду с возможностью достижения данных 45 преимуществ в тяжелом конвертовинтокрыле обеспечивается также возможность преобразования полетной его конфигурации с вертолета четырехвинтовой продольно-поперечной схемы с разновеликими большими и меньшими винтами, размещенными соответственно в направлении полета спереди-сзади и слева-справа от центра масс с

обеспечением при этом равновесия соответствующих подъемных сил и моментов несущих винтов, в винтокрыл или крылатый автожир для управления подъемной силой несущих больших винтов совместно с двумя соосными винтами в поворотных кольцевых каналах или подъемной силой несущих больших винтов совместно с крылом, но и
5 обратно. Несущие и консольные соосные винты в кольцевых каналах, имеющие соответственно разновеликие диаметры, создают возможность их вращения без взаимного влияния и перехлеста. Поскольку благодаря кольцевым каналам отодвигается интенсивное возрастание волнового сопротивления до достижения окружной скорости концов лопастей соосных винтов, равной 280-290 м/с, и, как следствие, увеличивается
10 статическая тяга и за винтами образуется воздушная струя, обладающая большой энергией, что позволяет установить на выходе каналов и за ними эффективные аэродинамические рулевые поверхности. Использование кольцевых каналов также предопределяет обеспечение дополнительными несущими поверхностями, увеличивающими подъемную силу крыла, и позволяет повысить безопасность, исключая
15 возможность соприкосновения посторонних предметов с консольными винтами. Кроме того, уменьшает акустическую сигнатуру и шумовое воздействие при их работе в сравнении с винтами без кольцевых каналов, создающих аналогичную им тягу, но при более высоком уровне шума. Данные винты, кроме создания силы тяги и обеспечения управляемости на малых скоростях, создают поток, обдувающий несущие поверхности,
20 чем обеспечивается до 20% подъемной силы во время переходного режима полета, что повышает надежность и стабильность управления. Это также упрощает на вертолетных режимах полета продольное и поперечное управления, а также и управление по курсу, что позволит использовать несущие винты без циклического изменения их шага и позволит уменьшить вес конструкции и повысить весовую отдачу.

При вертикальном взлете, посадке и висении парирование реактивного момента, образуемого от несущих винтов различного диаметра, осуществляется с помощью взаимно противоположного их вращения в каждой группе больших и меньших несущих винтов, но и между диагонально расположенными их группами, которые полностью
25 уравнивают реактивный момент. Это позволяет наряду с отсутствием автоматов перекоса лопастей несущих винтов как улучшить продольно-поперечное, так и, исключая в такой четырехвинтовой схеме момент рысканья M_y , улучшить путевое управление, особенно при совместном использовании в многорежимной аэродинамической системе управления (МАСУ), и дифференциальное отклонение флапперонов, смонтированных на выходе каждого кольцевого канала, и синфазное отклонение консолей
30 переустановленного цельноповоротного стабилизатора (ЦПС), что позволит весьма упростить путевую и продольную управляемость при висении путем управляемого аэродинамического момента при балансировке по курсу и тангажу. Возможно также преобразование полетной его конфигурации и с винтокрыла, имеющего в несущей и движительной системах винты с жестким креплением лопастей и гасителем колебаний
35 как несущие винты большего диаметра, смонтированные на выходном валу углового редуктора, так и меньшие соосные винты в поворотных кольцевых каналах, смонтированных на консолях крыла, в крылатый автожир с несущими системами - авторотирующими большими винтами и плоскостями крыла, расположенными
40 соответственно в направлении полета спереди-сзади и над центром масс с обеспечением равновесия соответствующих подъемных сил и моментов несущих винтов и плоскостей крыла и с движительной системой - только консольными соосными винтами в поворотных кольцевых каналах. При этом 20% мощности силовой установки полностью расходуется для привода только консольных соосных винтов, что позволяет снизить

удельный расход топлива и весьма повысить дальность действия, топливную и, как следствие, транспортную и, особенно, экономическую эффективность.

Ключевой элемент данного многовинтового преобразуемого винтокрыла, выполненного по тандемной схеме, - полукольцевые секции каждой консоли переднего арочного крыла, которые расположены по внешним бортам крыльевых мотогондол. Стенке каждого полукольца придана форма аэродинамического профиля. Каждый воздушный тянущий винт, приводимый в движение двигателем силовой установки, засасывает в полукольцо воздух, придавая ему значительную скорость и создавая статическую подъемную силу. У несущих концевых частей переднего крыла имеется стреловидная форма; на них установлены элероны и L-образные в поперечной плоскости законцовки. Необходимо отметить, что данные стреловидные концевые части крыла могут иметь необходимые и достаточные размеры для того, чтобы такой винтокрыл мог летать и в перегрузочном варианте, используя подъемную силу, создаваемую ими и авторотирующими передним и задним несущими винтами. При этом дополнительная подъемная сила, которая возникает на арочных участках переднего крыла, может существовать даже при почти нулевой воздушной скорости. Что дает возможность получить очень малые скорости сваливания для всей комбинации переднего и заднего крыльев с передним и задним несущими винтами, используемыми при авторотации в качестве аэродинамических поверхностей продольной схемы триплана.

Стреловидные разновеликие элементы L-образных в поперечной плоскости законцовок переднего крыла отогнуты в двух направлениях: меньшие назад и большие вверх, первые из которых выполнены с размыкающимися верхними и нижними стреловидными шайбами, а вторые из которых, плавно переходя в соответствующую верхнюю стреловидную шайбу, представляют собой вертикальные стреловидные крылышки. Синхронное отклонение в перегрузочном варианте полета верхних и нижних стреловидных шайб в вертикальной плоскости соответственно вверх и вниз, образующих при этом по высоте равновеликие стреловидные концевые шайбы, каждая верхняя из которых с соответствующим концевым крылышком образует с плоскостью крыла в поперечной плоскости С-образную форму переднего крыла, а каждая нижняя стреловидная концевая шайба, отклоненная наружу от плоскости симметрии, образует при этом в поперечной плоскости V-образный излом с соответствующей верхней концевой шайбой, имеющей стреловидное концевое крылышко трехэлементной F-образной законцовки переднего крыла. Поэтому винтокрыл с трансформируемыми законцовками и с более совершенным с точки зрения аэродинамики передним крылом пусть даже большей площади получается не менее скоростным, но более безопасным: увеличение площади и эффективного удлинения крыла позволяет расширить диапазон скоростей, увеличить скороподъемность. При этом максимальные скорости горизонтального его полета могут быть вполне удовлетворительными. Кроме этого, в зависимости от режима его полета, использование трансформируемых законцовок, образующих С-образную форму переднего крыла, дает экономию топлива, а равно способствует увеличению дальности полета, полезной нагрузки, а также и подъемной силы такой формы крыла. Это позволит, в конечном счете, снизить потребление топлива более чем на 5,5%, увеличить скороподъемность до 10%, а также увеличить взлетный вес на дополнительные 5% к уже имеющемуся перегрузочному весу, обеспечиваемому при выполнении технологии короткого взлета и посадки.

Предлагаемое изобретение многовинтового тяжелого конвертовинтокрыла (ТКВК) и варианты исполнения его аэродинамической компоновки, выполненной по монопланной и тандемной схеме, иллюстрируется соответственно на фиг. 1 и 2.

На фиг.1 изображен многовинтовой ТКВК на общих видах сбоку и сверху с передним и задним большими винтами и левым и правым меньшими соосными винтами в кольцевых каналах на поворотных секциях крыла с непосредственным управлением подъемной силой в концепции продольно-поперечного расположения винтов (ППРВ) и четырехвинтовой несущей схемы на вертолетных режимах его полета.

На фиг.2 изображен многовинтовой ТКВК исполнения ППРВ-Х2+2 с близко расположенными тандемными крыльями в самолетоподобной компоновке на общих видах как сбоку с условным расположением левой и правой трансформируемых законцовок переднего крыла соответственно с F-образными и L-образными в поперечной плоскости концевыми шайбами, так и сверху с расположением консольных тянущих винтов за арочным крылом в продольной схеме триплана с непосредственным управлением подъемной силой авторотирующих переднего и заднего несущих винтов и плоскостями тандемных крыльев в полетной конфигурации крылатого автожира.

Многовинтовой тяжелый конвертовинтокрыл, выполненный по тандемной схеме и концепции продольно-поперечного расположения винтов в конвертируемой самолетоподобной компоновке продольной схемы триплана и представленный на фиг.2, содержит фюзеляж 1, имеющий удобообтекаемую форму с развитыми бортоотсеками 2 и высокорасположенные тандемные крылья. Близкое тандемное их расположение друг к другу и уступом с передним крылом 3 выше заднего 4 при отрицательной деградации первого ко второму по углу атаки. Концевые секции 5 переднего 3 крыла смонтированы по внешним бортам мотогондол 6 и выполнены в виде арочного крыла 7 со стреловидными концевыми частями 8, имеющими элероны 9. На концевых частях 8 переднего крыла 3 имеются концевые обтекатели 10 с L-образными в поперечной плоскости трансформируемыми законцовками, имеющими размыкающиеся стреловидные концевые шайбы 11 и концевое крылышко 12 большого удлинения, отогнутые соответственно назад и вверх и изготовлены из относительно легких композитных материалов и хорошо обтекаемы. Межгондольные секции переднего 3 и заднего 4 крыльев снабжены соответственно предкрылком 13 и закрылком 14.

В передней части фюзеляжа 1 размещается кабина экипажа, сбрасываемые аварийные двери с обеих сторон, с остеклением и обтекателем. В кормовой части фюзеляжа 1 расположены задняя дверь 15, одна секция которой открывается вверх, а другая - вниз, образуя погрузочную рампу на земле. Трапециевидные концевые цельноповоротные секции 16 заднего крыла 4, смонтированные по внешним бортам в задней части соответствующей крыльевой мотогондолы 6, снабжены в надкрыльевых гондолах 17 Г-образными в плане редукторами консольных тянущих винтов 18 и 19, смонтированных соосно соответствующему полукруглому крыльевому каналу 5 переднего крыла 3 с возможностью свободного их вращения в начале расходящейся внутренней поверхности арочного крыла 7 при создании ими горизонтальной тяги.

Консольные тянущие винты левый 18 и правый 19 с жестким креплением лопастей, вращающиеся в противоположных направлениях, снабжены возможностью изменения скорости вращения, выполнены из угле- и стеклопластика со стальными лонжеронами и установлены в обтекателях. В обтекателе надкрыльевых гондол 17 имеется спереди кок с широким диапазоном изменения углов установки лопастей. Синхронное отклонение от 0° до +105° цельноповоротных секций 16 заднего крыла 4 с четырехлопастными винтами 18 и 19 осуществляется с помощью гидромеханических приводов в соответствующих узлах поворота (на фиг.2 не показаны).

На носовом 20 и кормовом 21 пилонах над фюзеляжем 1 установлены

четырёхлопастные передний 22 и задний 23 несущие винты, вращающиеся в противоположных направлениях. Для улучшения взлетно-посадочных характеристик и уменьшения вибрации от четырёхлопастных винтов на режиме висения лопасти винтов несущих 22 и 23 имеют стреловидные законцовки, отогнутые вниз и назад в противоположную сторону их вращения и формирующие каждую противоположащую пару его лопастей в S-образную форму в плане. Несущие 22-23 и консольные винты 18-19, имеющие соответственно разновеликие диаметры, создают возможность их вращения без взаимного влияния и перехлеста. Большие несущие винты 22-23 имеют лопасти с широким диапазоном изменения углов их установки, выполненные из композиционных материалов, и лонжероны, изготовленные на основе титанового сплава. Несущие винты передний 22 и задний 23, смонтированные по оси симметрии на соответствующих вертикальных пилонах, выполненных в виде двух разновеликих по высоте аэродинамических вертикальных поверхностей, представляющих собой трапецевидные в продольной плоскости пустотелые силовые кили, смонтированные на верхних частях фюзеляжа 1, имеют Г-образные в продольной плоскости угловые редукторы, на вертикальных валах которых смонтированы несущие винты передний 22 и задний 23.

Силовая установка (СУ), состоящая из двух крыльевых мотогондол 6, каждая из которых включает по два газотурбинных двигателя, имеющих тандемное расположение и рассчитанных на работу при их размещении перед и за соответствующим консольным редуктором двигателей, смонтированы соответственно от последнего вперед и назад и выполнены для отбора их взлетной мощности соответственно с задним и передним выводами вала. Каждый из последних, образуя с соответствующим поперечным валом и Т-образным в плане промежуточным редуктором синхронизирующую систему, снабжен муфтами свободного хода и сцепления (на фиг.2 не показаны). Синхронизирующая система выдает, отключая от трансмиссии в горизонтальном полете три избыточных двигателя в любой последовательности и один любой в случае отказа или все двигатели при их отказе, управляющий сигнал на автоматическое изменение полетной конфигурации соответственно в крылатый автожир с передним и задним самовращающимися несущими винтами или в вертолет с авторотирующими всеми его несущими винтами. Избыточная тяговооруженность двигателей СУ, обеспечивающая продолжение полета при одном работающем двигателе и любом промежуточном положении поворотных тянущих винтов 18 и 19 и вращении несущих винтов 22 и 23 во время переходного режима, создает возможность осуществления полета и аварийной посадки, тем самым повышается безопасность.

Передача мощности от двигателей СУ к Г-образным в плане редукторам консольных винтов 18, смонтированным в гондолах 17 на цельноповоротных секциях 16 заднего крыла 4 и к Г-образным в продольной плоскости редукторам несущих винтов 22-23, смонтированным в пилонах 20-21, осуществляется от главного крестообразного в плане редуктора посредством соединительных валов трансмиссии. Эта система трансмиссии, обеспечивая передачу взлетной мощности двигателей между винтами двухвинтовых продольной и поперечной схем и включая наряду с крестообразным в плане главным редуктором и с соответствующими соединительными поперечными и продольными валами, связывающими соответственно два Г-образных в плане редуктора консольных тянущих винтов и два Г-образных в продольной плоскости угловых редуктора переднего и заднего несущих винтов, оснащена Т-образным в плане промежуточным редуктором, снабженным продольным и поперечными соединительными валами, размещенными соответственно по оси симметрии к главному редуктору и внутри переднего крыла к

Т-образным в плане редукторам двигателей, приводимым двигателями СУ (на фиг.2 не показаны). На конце кормовой части фюзеляжа 1 и по бокам хвостовой балки 24 под задним несущим винтом 23 смонтированы переустанавливаемые консоли ЦПС 25, поперечная ось поворота которых размещена вдоль вертикальной оси винта 23.

5 Трехопорное убирающееся колесное шасси со вспомогательной носовой опорой. Задние главные опоры с колесами 26 и передняя опора с колесом 27 убираются соответственно в бортоотсеки 2 и носовой отсек фюзеляжа 1.

Управление многовинтовым ТКВК обеспечивается общим и дифференциальным изменением шага консольных винтов 18 и 19 на трапециевидных концевых
10 цельноповоротных секциях 16 заднего крыла 4 и несущих винтов 22 и 23 и отклонением рулевых поверхностей 9, 16 и 25, работающих в зоне обдува этих винтов.

Перед вертикальным взлетом, посадкой или висением его концевые цельноповоротные секции 16 заднего крыла 4 с тянущими винтами 18-19 и консоли ЦПС 25 синхронно отклоняются от горизонтального положения вверх и устанавливаются вертикально
15 соответственно параллельно и вдоль линий вертикальной тяги несущих винтов 22 и 23. После установки консолей ЦПС 25 и винтов 18-19 на концевых цельноповоротных секциях 16 в вертикальное положение несущие винты 22 и 23 совместно с винтами 18-19 обеспечивают возможность выполнения вертолетных режимов полета. При этом несущие винты передний 22 и задний 23 и консольные винты левый 18 и правый 19
20 имеют соответственно взаимно противоположное вращение между собой, что полностью исключает реактивный момент. С приближением к поверхности земли (палубы корабля) и при полете вблизи них консольные винты 18 и 19 образуют совместно с несущими винтами передним 22 и задним 23 область уплотненного воздуха, создающего эффект воздушной подушки и тем самым повышающего их КПД.

25 При вертикальном взлете, посадке и висении продольное управление ТКВК осуществляется путем изменения шага несущих винтов переднего 22 и заднего 23 или синфазным отклонением консолей ЦПС 25 при вертикальном его положении, обеспечивающим в МАСУ продольную управляемость, но и при горизонтальном полете при соответствующем горизонтальном размещении консолей ЦПС и синфазном
30 их отклонении вверх-вниз. Поперечное управление при висении обеспечивается изменением шага левого 18 и правого 19 консольных винтов. Кроме того, в такой четырехвинтовой схеме момент рысканья M_y возникает, если угол установки лопасти и, следовательно, мощность увеличивается на двух винтах и одновременно уменьшается на двух других винтах. Полный момент рысканья образуется в результате
35 взаимодействия горизонтальных составляющих тяги винтов, создающих разворачивающий момент. Поэтому путевое управление ТКВК может обеспечиваться изменением крутящих моментов каждой группы винтов, имеющих одинаковое направление вращения переднего несущего винта 22 с правым консольным винтом 19 и заднего несущего винта 23 с левым консольным винтом 18 соответственно или
40 дифференциальным отклонением концевых цельноповоротных секций 16 заднего крыла 4, находящихся в потоке тянущих винтов 18 и 19. Эта активная МАСУ балансировкой по курсу и тангажу не только повышает летно-технические характеристики, но и существенно улучшает условия работы высоконагруженных винтов и конструкции планера ТКВК, а также обеспечивает вертикальный взлет и посадку, но и режим висения,
45 как у обычного вертолета. При висении направление полета многовинтового ТКВК может осуществляться как вперед, так и назад, а также как влево, так и вправо, но в любой комбинации.

Полет ТКВК при его максимальном взлетном весе может осуществляться с коротким

взлетом и посадкой, как винтокрыла. В этом случае от горизонтального положения отклоняются приводами концевые цельноповоротные секции 16 заднего крыла 4 с винтами 18 и 19 вверх на угол 45° и наравне с вертикальной тягой несущих винтов 22 и 23 создают маршевую тягу и подъемную силу. После набора высоты убираются шасси 26 и 27, горизонтальный полет при его максимальной полезной нагрузке может осуществляться как у винтокрыла, так и как у крылатого автожира. В последнем случае устанавливаются горизонтально концевые цельноповоротные секции 16 заднего крыла 4 и консольные винты 18 и 19 создают горизонтальную маршевую тягу, а несущие винты 22 и 23 отключаются от привода двигателей СУ, начиная авторотировать, они создают только подъемную силу наравне с подъемной силой крыльев 3 и 4. При горизонтальном полете путевое управление обеспечивается дифференциальным изменением тяги левого 18 и правого 19 консольных тянущих винтов. Продольное и поперечное управление может осуществляться отклонением соответственно рулевых поверхностей ЦПС 25 и элеронов 9. Кроме того, при авторотации срыв потока на лопастях несущих винтов 22 и 23 такого ТКВК отодвигается на более высокие скорости полета, что позволит получить максимальные скорости его полета до 580-650 км/ч. После этих режимов полета может также осуществляться его полет и в вертолетной конфигурации с четырехвинтовой продольно-поперечной несущей схемой.

Таким образом, аэродинамическая схема многовинтового ТКВК была принята по технологии многорежимной аэродинамической системы управления балансировкой по курсу и тангажу с полной компенсацией реактивного крутящего момента и концепции продольно-поперечного расположения винтов. Причинами выбора такой схемы для многовинтового ТКВК исполнения ППРВ-Х2+2 обусловлено простотой и возможностью преобразования его полетной конфигурации с вертолета четырехвинтовой несущей схемы с разновеликими несущими винтами в полетную конфигурацию как винтокрыла, так и, особенно, крылатого автожира, но и обратно. При этом выбор аэродинамической схемы особенно самолетоподобного ТКВК не всегда диктуется только соображениями получения наилучших летно-технических характеристик.

Поэтому при формировании аэродинамической компоновки самолетоподобного ТКВК большую роль играет необходимость обеспечения условий его использования на протяженных трассах при длительном времени крейсерского режима полета, а также обеспечения высокого уровня надежности и безопасности полета при его управлении, особенно, при выполнении переходного маневра, заходе на зависание и во время самой вертикальной посадки. Снижение аварийности достигается уменьшением скорости захода на посадку такого ТКВК и принятием специальных мер (развитые неповоротные межгондольные части тандемных крыльев обеспечат соответственно хорошие противосрывные и противоштопорные характеристики, а переднее арочное крыло С-образной формы ~ большую подъемную силу). Ожидаемый эффект от такой конструкции крыла при ощутимом снижении индуктивного сопротивления, особенно, с трехэлементными F-образными законцовками - 2-4% сверх уже имеющейся топливной экономии от использования, например, L-образных законцовок.

К числу основных требований, предъявляемых к ТКВК исполнения ППРВ-Х2+2, относятся также повышенная безопасность при простоте пилотирования и самое главное малая чувствительность к ошибкам пилота. Поэтому обосновано желание эксплуатантов, особенно, самолетоподобных ТКВК иметь надежную четырехдвигательную СУ и получить наименьшую посадочную скорость при посадке с коротким пробегом. Поскольку от типа СУ, особенно четырехдвигательной, зависит

удельный расход топлива, который может изменяться в более широких пределах, чем потери в самой СУ. Поэтому оптимизация эффективности крейсерского полета такого ТКВК достигается путем частичного использования располагаемой мощности СУ: например, при горизонтальном полете ТКВК в конфигурации винтокрыла и крылатого автожира в четырехдвигательной его СУ используется соответственно 40% и 20% ее взлетной мощности, то есть работает два и один двигатель (при 80% от их мощности).

Поскольку проблемы устойчивости и управляемости встречаются в условиях полета ТКВК исполнения ППРВ-Х2+2 и схемой тандемного расположения больших несущих винтов, то определяются главным образом требованиями центровки в режиме висения и углом скошенного потока с переднего винта, обдуваемого консольные и задний несущие винты. Наиболее рациональным местом расположения центра тяжести ТКВК с передним и задним винтами продольной схемы является средняя точка между ними. Если центр тяжести сдвинуть более чем на 5-7% расстояния между несущими винтами, то появляются недопустимые потери вертикальной тяги в режиме висения, а также увеличение веса главного редуктора из-за неблагоприятного распределения мощности между всеми несущими винтами, включая и консольные.

Поэтому данный многовинтовой ТКВК должен быть сконструирован с характеристиками приемлемой устойчивости и управляемости при среднем расположении центра тяжести, примерно посередине между передним и задним, но и левым и правым винтами. При отсутствии скошенного потока, образуемого передним винтом, можно легко получить необходимые характеристики устойчивости и управляемости ТКВК исполнения ППРВ-Х2+2. При горизонтальном полете в полетной конфигурации автожира угол скоса потока изменяется пропорционально изменению подъемной силы авторотирующего переднего винта, таким образом, требуется дополнительная площадь ЦПС, чтобы обеспечить необходимую статическую продольную устойчивость. Угол скоса потока также изменяется при изменении высоты расположения заднего авторотирующего винта, вызывая изменение наклона кривой момента при изменении угла атаки. Чтобы получить удовлетворительную продольную статическую устойчивость, необходимо выбрать подъемную силу авторотирующего заднего винта, с тем чтобы обеспечить минимальный наклон этой кривой при наихудших условиях. Это необходимо потому, что при больших углах атаки или при более переднем расположении центровки ТКВК не является достаточно устойчивым, и, таким образом, потребовалась бы избыточная мощность для продольного управления. При таком тандемном расположении несущих винтов подъемная сила авторотирующего заднего винта должна быть больше по сравнению с подъемной силой авторотирующего переднего винта, чтобы получить оптимальные характеристики устойчивости и управляемости. Характеристики поперечной и продольной устойчивости и управляемости ТКВК исполнения ППРВ-Х2+2 сохраняются почти такими же, как и характеристики обычного самолета. Площадь киля ТКВК может быть немного меньше, чем следовало бы ожидать, благодаря эффекту спутной струи консольных тянущих винтов, когда они работают на режиме управления по курсу. Взаимное влияние передних и задних винтов является незначительным. Задний авторотирующий винт работает подобно крылу в скошенном потоке, но из-за малой нагрузки вредное влияние на увеличение скорости по сравнению со свободным потоком является очень незначительным.

Таким образом, технические и экономические предпосылки в реализации задачи освоения коммерчески выгодных среднемагистральных ТКВК для регионального сообщения имеются и достаточно весомые. Причем наиболее актуальным в современных

условиях для этих целей может являться освоение палубного ТКВК-8,0 с тянущими консольными винтами в поворотных кольцевых каналах для полезной нагрузки 8,0 и 12,0 тонн при соответствующем взлетном весе 33 и 38,7 тонн, но и создание самолетоподобного регионального ТКВК-12 с арочным крылом для перевозки 120 человек или 12 и 19 тонн груза со скоростью 580-650 км/ч и дальностью полета до 2600 и 3900 км при взлетном весе 50,1 и 59,7 тонн и выполнении технологии вертикального взлета и посадки и короткого взлета и вертикальной посадки соответственно.

Формула изобретения

1. Многовинтовой тяжелый конвертовинтокрыл, выполненный в виде высокорасположенного моноплана, имеющего на консолях крыла винты в поворотных кольцевых каналах, фюзеляж с шарнирно установленными двумя силовыми балками ромбовидной в плане качалки, имеющей возможность отклонения ее балок в продольной плоскости и снабженной в противоположных ее вершинах на пилонах над фюзеляжем несущими винтами, двигатели силовой установки, смонтированные в корневой части крыла, связаны со всеми винтами валами трансмиссии, хвостовое оперение с цельноповоротным стабилизатором и трехстоечное убирающееся колесное шасси, с носовой вспомогательной и боковыми опорами, отличающийся тем, что он наряду с использованием его в полетной конфигурации вертолета продольно-поперечной несущей схемы 2+2 снабжен возможностью преобразования в полетные конфигурации как винтокрыла или крылатого автожира, использующие конвертируемую соответственно подъемно-несущую или несущую двухвинтовую продольную схему наряду с двухвинтовой поперечной движительной системой, так и обратно, выполнен по технологии многорежимной аэродинамической системы управления балансировкой при вертикальном взлете, посадке и висении по тангажу и курсу с непосредственным управлением подъемной силой и у всех несущих винтов с компенсацией реактивного крутящего момента, и у всех несущих поверхностей с обеспечением равновесия, позволяющей при этом с отсутствием автоматов перекоса лопастей всех несущих винтов упростить особенно на режимах висения путевое и продольное управление посредством соответствующих рулевых поверхностей, а с целью увеличения показателей статической подъемной силы и повышения эффективности винтомоторной группы соосных винтов в поворотных кольцевых каналах, каждый из которых снабжен относительно поперечной оси его поворота и в его центре соответственно аэродинамической поперечной поверхностью и центральной гондолой с Т-образным в плане редуктором соосных винтов с взаимно противоположным их вращением, выполненных в виде разнесенных друг от друга тянущего и толкающего винтов, вынесенных на продольных частях центральной гондолы относительно поперечной поверхности к передней и задней частям соответствующего кольцевого канала соответственно перед сужающейся и расходящейся внутренней его поверхностью, при этом на выходе каждого кольцевого канала смонтирована дистанционно управляемая рулевая поверхность многорежимной аэродинамической системы управления, выполненная максимально эффективной и по площади, и по углам отклонения, работающая как внешний закрылок крыла на взлетно-посадочных режимах с коротким разбегом и пробегом, так и в режиме элеронов при горизонтальном полете, но и на режимах вертикального взлета, посадки и висения - как рули путевого управления при дифференциальном их отклонении, с целью уменьшения затенения заднего несущего винта при вертикальном взлете, посадке и висении цельноповоротный стабилизатор, поперечная ось поворота которого расположена под задним, размещенным выше переднего, несущим винтом и вдоль

вертикальной оси последнего, выполнен в виде переустанавливаемой как с вертикального в горизонтальное положение, так и обратно развитой рулевой поверхности многорежимной аэродинамической системы управления по тангажу и снабжен в каждом конечном положении после поворота его консолей возможностью 5 обеспечивать максимально эффективные углы синфазного их отклонения как при вертикальном взлете, посадке и висении, так и при горизонтальном полете, но и на взлетно-посадочных режимах с коротким разбегом/пробегом.

2. Многовинтовой тяжелый конвертовинтокрыл по п.1, отличающийся тем, что с целью увеличения аэродинамического качества, снижения индуктивного сопротивления, 10 значительного повышения коэффициента подъемной силы крыла и его несущей способности он снабжен крылом, выполненным в виде комбинации из двух с близким расположением друг к другу крыльев, смонтированных уступом с передним крылом выше заднего при отрицательной деградации первого ко второму по углу атаки, при этом секции переднего и заднего крыльев, расположенные между крыльевыми 15 мотогондолами, снабжены соответственно предкрылком и закрылком, смонтированы так, что между задней кромкой переднего крыла и передней кромкой заднего крыла, имеющего 45% площади переднего крыла, располагается узкая щель, равная 2,5% хорды переднего крыла, а при расстоянии между средними линиями профиля переднего и заднего крыльев, равном 30% хорды заднего крыла, образуя между их 20 соответствующими поверхностями щелевой проход, достигается сопоставимая сила лобового сопротивления, как бы у моноплана, причем внешние несущие секции переднего крыла, смонтированные по соответствующим бортам мотогондол, выполнены в виде полукруглых крыльевых каналов, имеющих аэродинамический профиль арочного крыла и снабженных концевыми частями, имеющими на конце обтекатели, оснащенные 25 как L-образными в поперечной плоскости трансформируемыми законцовками, стреловидные разновеликие элементы которых отогнуты в двух направлениях: меньшие назад и из них плавно выходящие вверх - большие, первые из которых, образуя переменную стреловидность по передней кромке с каждой концевой частью переднего крыла, смонтированы в концевом обтекателе последнего и выполнены с 30 несимметричным двояковыпуклым профилем в виде комбинации из двух сомкнутых верхней и нижней концевых шайб, имеющих расположенные во внутрь равновеликие дугообразные задние кромки, выполнены соответственно с выпукло-вогнутым аэродинамическим профилем и двояковыпуклым, вогнутые нижние и верхние выпуклые поверхности которых при этом зеркально друг другу соответственно расположены, а 35 вторые из которых, представляющие собой концевые крылышки с симметричным двояковыпуклым профилем, загибаясь вверх по дуге небольшого радиуса, равного толщине профиля концевой части переднего крыла, образуют при нормальном взлетном весе в поперечной плоскости L-образную форму каждой законцовки переднего крыла, так и раздельными приводами каждой концевой шайбы, обеспечивающими при 40 перегрузочном варианте полета от линии их разъема относительно продольной оси, расположенной параллельно плоскости симметрии соответствующего концевого обтекателя переднего крыла, синхронное отклонение верхних и нижних концевых шайб в вертикальной плоскости соответственно вверх и вниз, образующими при этом по высоте от линии разъема равновеликие стреловидные концевые шайбы, каждая верхняя 45 из которых с соответствующим стреловидным концевым крылышком, формируя со стреловидной концевой частью крыла в поперечной плоскости С-образную форму переднего крыла, образует с последним и соответствующей нижней стреловидной концевой шайбой трехэлементную F-образную в поперечной плоскости законцовку, в

каждой из которых верхняя и нижняя стреловидные концевые шайбы, отклоненные наружу от плоскости симметрии, образуют между собой на концевом обтекателе в поперечной плоскости V-образный излом, при этом в переднем крыле С-образной формы каждое верхнее стреловидное его концевое крылышко большого удлинения
5 размещено со своей задней кромкой в плане так, что, образуя в комбинации tandemных крыльев как бы проекцию моноплана, находится при этом на одной линии с задней кромкой концевой цельноповоротной секции заднего крыла, причем каждая из последних, смонтированная по внешнему борту в задней части соответствующей крыльевой мотогондолы, снабжена надкрыльевой гондолой с Г-образным в плане
10 редуктором консольного тянущего винта, смонтированного соосно соответствующему полукруглому крыльевому каналу переднего крыла с возможностью свободного вращения в начале расходящейся внутренней арочной его поверхности при создании им горизонтальной тяги и отклонения с цельноповоротной секцией заднего крыла вверх для создания им подъемной силы при вертикальном взлете, посадке и висении, система
15 трансмиссии, обеспечивая передачу взлетной мощности двигателей между винтами двухвинтовых продольной и поперечной схем и включая наряду с крестообразным в плане главным редуктором и с соответствующими соединительными поперечными и продольными валами, связывающими соответственно два Г-образных в плане редуктора консольных тянущих винтов и два Г-образных в продольной плоскости угловых
20 редуктора переднего и заднего несущих винтов, оснащена Т-образным в плане промежуточным редуктором, снабженным продольным и поперечными соединительными валами, размещенными соответственно по оси симметрии к главному редуктору и внутри переднего крыла к Т-образным в плане редукторам двигателей, приводимым силовой установкой, состоящей из двух крыльевых мотогондол, каждая
25 из которых включает по два газотурбинных двигателя, имеющих tandemное расположение и рассчитанных на работу при их размещении перед и за соответствующим консольным редуктором двигателей, смонтированы соответственно от последнего по полету вперед и назад и выполнены для отбора их взлетной мощности соответственно с задним и передним выводами вала, каждый из последних, образуя с соответствующим
30 поперечным валом и Т-образным в плане промежуточным редуктором синхронизирующую систему, снабжен муфтами свободного хода и сцепления, выдающими, отключая от трансмиссии в горизонтальном полете любые избыточные двигатели и один любой в случае его отказа или все двигатели при их отказе, управляющий сигнал на автоматическое изменение полетной конфигурации
35 соответственно в крылатый автожир или в вертолет соответственно с двумя или четырьмя авторотирующими их несущими винтами.

3. Многовинтовой тяжелый конвертовинтокрыл по п.2, отличающийся тем, что с целью выполнения технологии как вертикального взлета, посадки и висения главный редуктор трансмиссии обеспечивает передачу всей взлетной мощности силовой
40 установки на два продольных и два поперечных несущих винта соответственно большую и меньшую ее части от соответствующих трех и одного ее однотипных двигателей, обеспечивающих нормальный взлетный вес при полете как вертолета, так и при максимальном взлетном весе технологии короткого взлета и посадки или крейсерского полета главный редуктор обеспечивает распределение в силовой установке номинальной
45 мощности от двух или одного ее двигателей, используемых в любой последовательности из имеющихся работоспособных в наличии, при взлетно-посадочной или крейсерской полетной конфигурации соответственно как винтокрыла или крылатого автожира, но и возможности повышения в перегрузочном варианте взлетного веса на 20% и

крейсерских скоростей полета на винтокрылом и автожирном режимах полета, продольные передний и задний несущие винты, вращаясь на режиме, близком к самовращению или авторотации, создавая только подъемную силу наравне с подъемной силой, обеспечиваемой тандемными крыльями, используются при этом в качестве
5 дополнительного источника подъемной силы и аэродинамических поверхностей, как бы у самолетоподобной продольной схемы триплана.

10

15

20

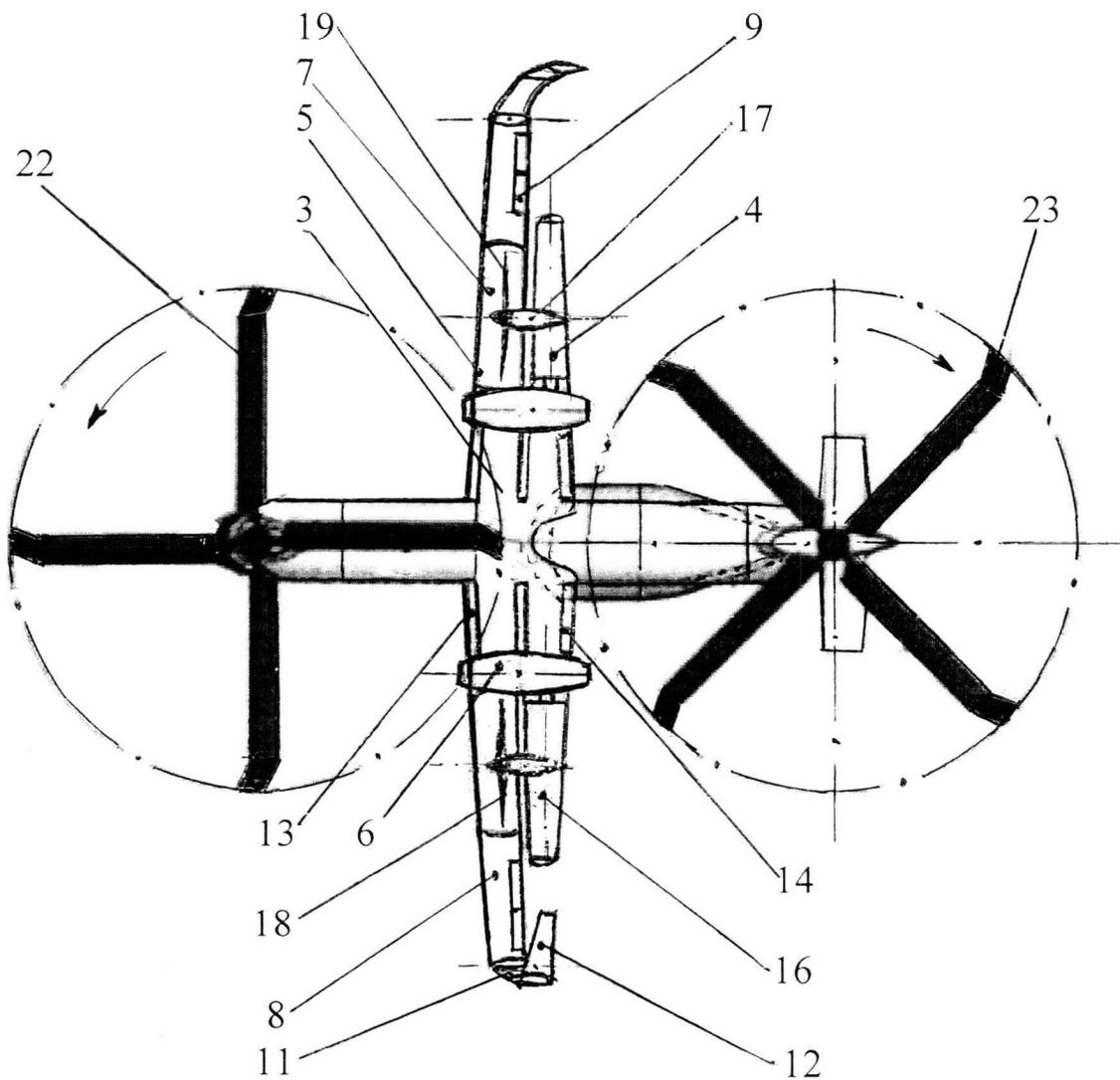
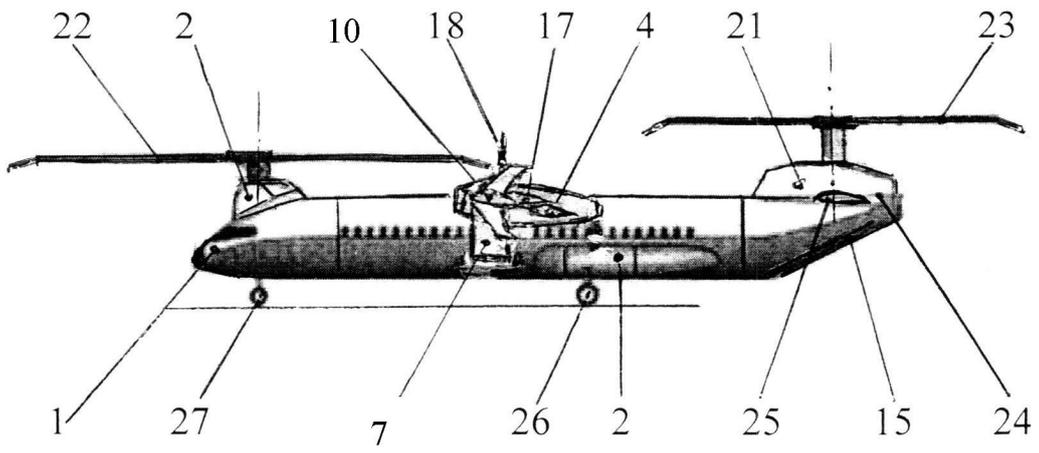
25

30

35

40

45



Фиг. 2