



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013138210/11, 15.08.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
15.08.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 15.08.2013

(45) Опубликовано: 27.09.2014 Бюл. № 27

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2394723C1, 20.07.2010. EP 2004483 A1, 24.12.2008. GB 2376928 A, 31.12.2002. RU 2446078 C2, 27.03.2012

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):

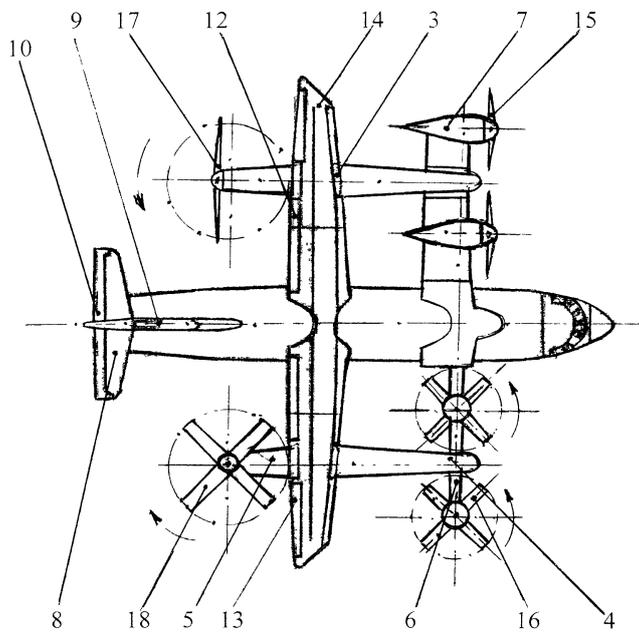
Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(54) КРИОГЕННЫЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ВЕРТОЛЕТ-САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к конструкциям летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. Вертолет-самолет представляет собой конвертоплан дупланной аэродинамической схемы с разновеликими крыльями, имеющими большее второе крыло, смонтированное выше первого цельноповоротного меньшего крыла. Вертолет-самолет выполнен с возможностью преобразования его полетной конфигурации с вертолета шестивинтовой несущей схемы, включающей четыре передних меньших и два задних больших поворотных винта, в самолет с шести- или четырехвинтовой движительной системой, так и обратно. При падении зарядки аккумуляторной батареи управление автоматически в каждой гибридной мотогондоле отключит выходной муфтой сцепления задний

винт от его поворотного вала, установит его лопасти во флюгерное положение и включит турбовинтовой двигатель, который будет вращать электромотор-генератор, обеспечивающий подзарядку аккумуляторов в полетной конфигурации четырехвинтового самолета. Увеличение генерирующей мощности для электропитания может обеспечиваться также и в каждой гибридной мотогондоле, электромотор-генератор которой, работая при крейсерском полете в режиме электроветрогенератора, получает вращение от заднего тянущего винта, ось вращения которого отклонена от вертикали назад в направлении полета, что предопределяет авторотацию при кривой его обдувке. Достигается повышение дальности полета, топливной эффективности, весовой отдачи. 1 з.п. ф-лы, 2 ил.



Фиг. 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

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

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2013138210/11, 15.08.2013

(24) Effective date for property rights:
15.08.2013

Priority:

(22) Date of filing: 15.08.2013

(45) Date of publication: 27.09.2014 Bull. № 27

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) **CRYOGENIC ELECTRICAL CONVERTIPLANE**

(57) Abstract:

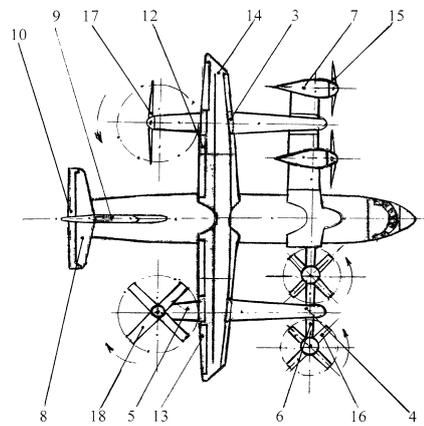
FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: convertiplane of biplane aerodynamic configuration with different-size wings has larger second wing mounted above the first all-moving smaller wing. Convertiplane allows conversion of its six-rotor helicopter configuration with four front smaller rotors and two rear larger rotors into aircraft with six- or four-screw propulsion system, and visa versa. At storage battery capacity decrease, control in every hybrid engine nacelle disengages automatically by output clutch the rear rotor from rotary shaft by setting its blades to weathercock position to cut on the turboprop to actuate generator-motor for charging of storage battery in four-screw aircraft configuration. Increase in electric power generation can be ensured in every engine hybrid nacelle the generator-motor of which operates in windmill mode during cruising flight and is driven by rear pull screw rotational axis of the latter being deflected from vertical in direction of flight

which predetermines windmilling at its skewed fanning.

EFFECT: increased range, fuel and weight efficiency.

2 cl, 2 dwg



Фиг. 2

RU 2 529 568 C1

RU 2 529 568 C1

Изобретение относится к области авиационной техники и может быть использовано в конструкции криогенных электрических вертолетов-самолетов и беспилотных гибридных электроконвертопланов с поворотными тянущими винтами в дупланной схеме разновеликих крыльев, применяющих технологии вертикального взлета и посадки (ВВП), короткого взлета и посадки (КВП) или короткого взлета и вертикальной посадки (КВВП) для наземного, аэродромного и корабельного базирования.

Известен беспилотный электроконвертоплан "Panther" корпорации IAI (Израиль), содержащий моноплан двухбалочной схемы с высокорасположенным крылом, двухкилевое П-образное хвостовое оперение, смонтированное на разнесенных балках к консолям крыла, короткий фюзеляж, силовую установку, включающую два передних поворотных, изменяющих ось вращения с горизонтальной на вертикальную, и один задний стационарный с вертикальной осью вращения, электромоторы с равновеликими тянущими винтами, смонтированные 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 радиолинии 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 $\varphi=0^\circ$, 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, создает значительную общую потерю (порядка 14%) в вертикальной их тяге, затормаживается и большие скорости потока, отбрасываемого от них, определяют 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 определяет 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.

Известен беспилотный электроконвертоплан фирмы Agusta Westland "Project Zero" (Италия) [патент EP 2551190 от 29.07.2011], представляющий собой моноплан со

среднерасположенным необычной формы крылом, имеющим с концевыми крылышками внешние съемные части крыла от кольцевых консолей крыла, внутри последних смонтированы электромоторы с винтами, установленными в поворотных мотогондолах, при повороте которых он преобразовывается в вертолет двухвинтовой поперечной
5
схемы, содержит в фюзеляже из углепластика систему управления и аккумуляторные батареи, двухкилевое V-образное хвостовое оперение и трехстоечное убирающееся колесное шасси, с носовой вспомогательной и главными опорами.

Признаки совпадающие - наличие поворотных мотогондол с винтами, создающими горизонтальную и соответствующим отклонением вертикальную тягу, диапазон
10 поворота мотогондол с винтами от 0° до $+97,5^\circ$, содержит систему управления, равномерно распределяющую зарядку аккумуляторов полномасштабного БЭКП между поворотными электромоторами с тянущими винтами, обеспечивающими скорость до 500 км/ч и высоту полета до 7500 м, двухкилевое V-образное хвостовое оперение и трехстоечное убирающееся колесное шасси, с носовой вспомогательной опорой. Для
15 зарядки аккумуляторов воздушные винты при его нахождении на земле могут выставляться в "аклонном" положении, играя роль ветряков электрогенераторов.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что консольное размещение в кольцевых консолях крыла поворотных мотогондол с электромоторами и винтами предопределяет конструктивно сложное крыло необычной формы,
20 оснащенное сложной механизацией и рулевыми поверхностями крыла элевонами, что усложняет конструкцию. Вторая - это то, что диаметры двух тянущих винтов ограничены размахом кольцевых консолей крыла и, как следствие, ограничивают вертикальную тяговооруженность, а возможность короткого взлета и посадки с отклоненными вверх тянущими винтами на угол 45° при обеспечении угла опрокидывания $\varphi=15^\circ$
25 предопределяет удлинение высоты стоек шасси на 10-12%. Третья - это то, что горизонтальная тяга винтов обеспечивается только в крейсерском полете, поэтому после его выполнения и при возможном отказе узлов поворота мотогондол с винтами взлетать и садиться «по-самолетному», как обычный самолет, этот двухвинтовой БЭКП не может, так как радиус его тянущих винтов гораздо больше высоты установки
30 мотогондол внутри кольцевых консолей крыла, что значительно уменьшает безопасность и сложность продольного и поперечного управления с V-образным хвостовым оперением, особенно на переходных режимах полета, когда у такого крыла вектор его тяги не уравнивается. Недостатком является также неразвитое хвостовое оперение, отсюда плохая и путевая устойчивость и, особенно, при отказе одного из
35 электромоторов при асимметрии тяги. Все это ограничивает возможность дальнейшего увеличения взлетного веса и весовой отдачи при повышении тяговооруженности.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению является многоцелевой многовинтовой вертолет-самолет (Россия) [патент RU 2448869 от 03.12.2010],
40 содержащий на консолях высокорасположенного крыла две мотогондолы, имеющие в передних и задних окончаниях продолговатых надкрыльевых их частях соответственно тянущие и толкающие винты, фюзеляж, хвостовое оперение, двигатели силовой установки, передающие мощность через главный редуктор, синхронизирующий и соединительные валы трансмиссии, расположенные в носке крыла и мотогондолах, на
равновеликие поворотные винты, обеспечивающие горизонтальную и с
45 соответствующим отклонением вертикальную тягу и трехопорное убирающееся колесное шасси с носовой вспомогательной и главными боковыми опорами.

Признаки совпадающие - наличие моноплана с высокорасположенным крылом, снабженным двумя мотогондолами, каждая из которых имеет переднюю и заднюю

продолговатые, вынесенные за соответствующие кромки крыла, надкрыльевые ее части с поворотными винтами, имеет хвостовое оперение. 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 выполнении технологии ВВП или КВП.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что аэродинамический его облик с круглым или овальным поперечным сечением сигарообразного фюзеляжа, имеющего высокорасположенное крыло и хвостовое 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 передние, отклоняющиеся вверх, 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. Последнее, в частности, предопределяет большую удельную нагрузку на крыло (порядка $\approx 460 \text{ кг/м}^2$), которая будет повышаться пропорционально увеличению его размеров. Поэтому если использовать традиционную аэродинамическую схему моноплана с высокорасположенным крылом в качестве прототипа и создавать криогенный электрический вертолет-самолет на базе данной компоновки, то возможность увеличения весовой отдачи при повышении взлетного веса и дальнейшего уменьшения массы конструкции, но и геометрических размеров планера весьма ограничена.

Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше известном многоцелевом многовинтовом вертолете-самолете повышения взлетного веса и увеличения весовой отдачи, упрощения конструкции крыльевых мотогондол и исключения главного редуктора с синхронизирующим и соединительными валами трансмиссии, увеличения площади несущих плоскостей планера и уменьшения удельной нагрузки на крыло, повышения дальности полета, транспортной и топливной эффективности.

Отличительными признаками предлагаемого изобретения от указанного выше известного многоцелевого многовинтового вертолета-самолета, наиболее близкого к нему, являются наличие того, что он представляет собой конвертоплан дупланной аэродинамической схемы с разновеликими крыльями, большее второе из которых смонтировано выше и позади первого цельноповоротного меньшего крыла, имеющего внешние и межгондольные секции консолей, смонтированные по внешним бортам передних продолговатых частей крыльевых мотогондол и между внутренними и внешними бортами последних и фюзеляжа соответственно, и выполнен по концепции тандемного расположения разновеликих винтов по схеме 4+2 с возможностью

преобразования его полетной конфигурации с вертолета шестивинтовой несущей схемы, включающей все тянущие четыре передних и два задних винта, имеющих при этом от всех несущих винтов полную компенсацию реактивных крутящих моментов при
5 противоположном направлении вращения между соответствующими винтами левой и правой групп с обеспечением одинакового направления вращения между диагонально
расположенными группами винтов как двух передних левых и одного правого заднего, так и двух передних правых и одного левого заднего, имеющих при виде сверху
направление вращения соответственно как по часовой стрелке, так и против и
устраняющих гироскопический эффект и создающих более плавное обтекание крыльев
10 воздушным потоком от винтов, в полетную конфигурацию самолета с шести- или четырехвинтовой движительной системой, обеспечивающей вторую большую или первую меньшую крейсерские скорости горизонтального полета, соответственно с
четырьмя передними и двумя задними винтами или только с винтами передней группы, а задние из которых с их редукторами, отключенными при этом муфтами сцепления от
15 соответствующих двигателей, устанавливаются во флюгерное положение, но и обратно, при этом синхронно изменяющие вектор тяги винты, выполненные многолопастными без автоматов перекося их лопастей и флюгерно-реверсивными, имеют наряду с двумя
большими винтами задней группы и четыре меньших винта передней группы, установленных с мотогондолами на конце внешних и по середине межгондольных
20 секций консолей первого крыла, имеющего и размах, обеспечивающего свободное без перекрытия вращение каждой пары межгондольных и консольных винтов передней
группы в соответствующем пространстве по обе стороны от бортов передней продолговатой части крыльевой мотогондолы, и вынос вперед в направлении полета
поперечной оси поворота его цельноповоротных консолей от передней кромки второго
25 крыла, исключая затенение последним при создании вертикальной тяги передними винтами после их поворота совместно с цельноповоротными консолями вверх с
горизонтального в вертикальное положение, силовая установка, выполненная по параллельно-последовательной гибридной технологии силового привода, снабжена
как парой левых и парой правых поворотных мотогондол с электромоторами,
30 вращательно связанными с редукторами винтов передней группы, каждый винт из которой оснащен полусферическим коком, имеющим равновеликий диаметр с обводами
ответной части продолговато-обтекаемого конусообразного обтекателя поворотной мотогондолы, образующего с коком ее каплевидную форму, так и смонтированными
под консолями второго крыла гибридными мотогондолами задней группы винтов, в
35 каждой из последних наряду с турбовинтовым двигателем, имеющим для отбора взлетной его мощности задний вывод вала, передающий крутящий момент на входной
вал соответствующего редуктора заднего винта, смонтирован и обратимый электромотор-генератор, вращательно связанный с входным валом последнего между
входной и выходной муфтами сцепления, установленными на соответствующих валах
40 соответственно позади турбовинтового двигателя и перед редуктором заднего винта, имеющего расширенное его отклонение или вверх на угол $+90^\circ$, или вниз на угол -45°
от горизонтального положения для обеспечения или вертикальной тянущей, или наклонной толкающей тяги при выполнении вертикального взлета/посадки или
короткого взлета/посадки соответственно, и оснащена системой электропривода,
45 включающей все электромоторы, аккумуляторные перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и
отключающим электромоторы и турбовинтовой двигатель, переключающим генерирующую мощность и порядок подзарядки аккумуляторов от обратимого

электромотора-генератора, который в режиме электрогенератора при полетной конфигурации четырехвинтового самолета обеспечивает поочередно два способа генерации мощности в двух гибридных мотогондолах или от внешнего, или от внутреннего источника энергии соответственно от набегающего воздушного потока при авторотирующих задних несущих винтах, обеспечивающих косую обдувку при отклонении поворотных их валов назад от вертикального положения, или от турбовинтовых двигателей при флюгерном положении задних винтов с горизонтальным расположением поворотных их валов, при этом каждая входная и выходная электромагнитные муфты сцепления, обеспечивающие дистанционное управление их сцеплением/расцеплением вала обратимого электромотора-генератора с выходным и входным валами соответственно турбовинтового двигателя и редуктора заднего винта, позволяют реализовать в каждой гибридной мотогондоле три способа работы турбовинтового двигателя и обратимого электромотора-генератора, работающего в режиме или электромотора, но и электрогенератора, соответственно при совместной передаче их взлетной и пиковой мощности на задний несущий винт при вертикальном взлете/посадке и висении или при отключенном турбовинтовом двигателе самостоятельной передачи номинальной мощности только от электромотора на вал заднего винта, но и самостоятельной работы турбовинтового двигателя при распределенной передаче его номинальной мощности и на вал последнего, обеспечивающего после выполнения короткого взлета/посадки горизонтальный полет в перегрузочном варианте, и на вал электрогенератора.

Кроме того, с целью повышения безопасности пассажиров и экипажа силовая установка выполнена конвертируемой с отдельными топливными системами: одна штатная - для авиакеросина во втором крыле, другая - для сжиженного природного газа в криогенных топливных баках, размещенных в двух передних продолговатых частях гибридных мотогондол, каждая из которых выполнена с возможностью совмещения ее миделя с миделем соответствующего топливного бака и снабжена перед вторым крылом верхним воздухозаборником для турбовинтового двигателя криогенной модификации, имеющего короткие криогенные трассы, уменьшающие массу и не требующие повышенной теплоизоляции, и оснащенных поддерживающими межгондольными секциями первого крыла, обеспечивающими - без увеличения аэродинамического сопротивления и усиления второго крыла в общей аэродинамической его схеме - возможность расположения криогенных топливных баков вне фюзеляжа.

Благодаря наличию этих признаков, позволяющих выполнить криогенный электрический вертолет-самолет по конструктивно-силовой дупланной схеме и концепции тандемного расположения разновеликих винтов (ТРРВ) по схеме 4+2, можно сравнительно дешево увеличить вертикальную грузоподъемность и обеспечить возможность преобразования его полетной конфигурации с вертолета шестивинтовой несущей схемы, включающей четыре передних меньших и два задних больших поворотных винта соответственно на первом и втором крыльях, как в самолет с шести- или четырехвинтовой движительной системой, так и обратно. Поскольку аэродинамическая дупланная схема включает первое цельноповоротное меньшее крыло, выполненное с внешними и межгондольными секциями, смонтированными соответственно по внешним бортам передних продолговатых частей гибридных мотогондол и между внутренними и внешними бортами последних и фюзеляжа соответственно, то на его поворотных консолях смонтированы пара левых и пара правых поворотных мотогондол с электромоторами, вращательно связанными с редукторами винтов передней группы. В гибридной силовой установке (СУ) во время

крейсерского полета увеличение генерирующей мощности для электропитания, когда падение зарядки литиево-ионной полимерной аккумуляторной батареи снизится до 25% от ее максимума, система управления автоматически в каждой гибридной мотогондole отключит выходной муфтой сцепления редуктор заднего винта с его поворотным валом, имеющим с винтом расположенную горизонтально ось их вращения на самолетных режимах полета, установит его лопасти во флюгерное положение и включит турбовинтовой двигатель (ТВД), который будет вращать электромотор-генератор, обеспечивающий подзарядку аккумуляторов в полетной конфигурации четырехвинтового самолета. Кроме того, увеличение генерирующей мощности для электропитания может обеспечиваться также и в каждой гибридной мотогондole, электромотор-генератор которой, работая при крейсерском полете в режиме электроветрогенератора, получает вращение от заднего тянущего винта, ось вращения которого отклонена от вертикали назад в направлении полета, что предопределяет авторотацию при кривой его обдувке от набегающего потока на самолетных режимах полета, а величина возникающей при этом отрицательной тяги не будет значительной, так как лопасти заднего винта установлены регулятором не на минимальный угол, потому что при дальнейшем полете без изменения скорости задний винт будет авторотировать на оптимальном числе оборотов и под контролем регулятора оборотов. При этом он снабжен в каждом конечном положении поворота задних винтов при создании ими вертикальной или наклонной тяги возможностью осуществлять тягу соответственно по тянущей или толкающей схеме, а на переходных режимах полета обеспечивать ускоренный их поворот вниз или обратно вверх при нулевом угле установки их лопастей после или до установки передних тянущих винтов соответственно для создания ими горизонтальной или вертикальной тяги. Все это позволит достичь весьма малошумной гибридной СУ, имеющей ряд способов подзарядки аккумуляторов, что обеспечит при равномерном распределении зарядки аккумуляторной перезаряжаемой батареи возможность работы электромоторов и ТВД без пиковых перегрузок и при минимальной акустической сигнатуре. Наличие этих признаков позволит упростить систему управления электроприводами, но и позволит также повысить безопасность полетов и использовать ТВД меньших габаритов в его поперечнике, что уменьшит как мидель каждой гибридной мотогондole, так и ширину заднего обтекателя продолговатой части гибридной мотогондole и, следовательно, предопределяет меньшее затенение соответствующего поворотного заднего винта при вертикальном взлете, посадке и висении. Кроме того, при висении, максимально поворачивая вверх консоли первого цельноповоротного меньшего крыла на угол 90° , это позволит значительно уменьшить потери вертикальной тяги левых и правых винтов передней группы. Достижение реальной рентабельности и высокой топливной экономичности может включать, в частности, и использование в гибридной СУ ТВД криогенных модификаций, только с учетом особенностей использования сжиженного природного газа (СПГ). Следует признать, что дупланная аэродинамическая схема в полной мере и предопределяет как техническую возможность, так и простоту конструктивного совмещения с криогенными топливными баками. Все это позволит уменьшить вес планера, увеличить полезную нагрузку и весовую отдачу, но и весьма повысить транспортную и топливную эффективность.

Предлагаемое изобретение криогенного электрического вертолета-самолета (КЭВС) с гибридной СУ и варианты его использования представлены на фиг.1 и 2.

На фиг.1 на общем виде сбоку изображен высокоскоростной КЭВС исполнения ТРРВ-Х4+2 в полетной конфигурации вертолета со всеми тянущими винтами в

шестивинтовой несущей схеме при выполнении вертикального взлета/посадки и висения.

На фиг.2 на общем виде сверху изображен КЭВС исполнения ТРРВ-Х4+2 с высокорасположенными первым и вторым крыльями и Т-образным хвостовым оперением в полетной конфигурации самолета с максимальным взлетным весом и шестивинтовой движительной системой, обеспечивающей максимальную 1-ю крейсерскую скорость, и условном расположении правых несущих винтов при выполнении ВВП.

Высокоскоростной КЭВС, представленный на фиг.1 и 2, содержит фюзеляжа 1 и высокорасположенное крыло 2, имеющее на его консолях под крылом гибридные мотогондолы 3 с передними 4 и задними 5 продолговатыми частями. Первые из них плавно переходят в консоли первого цельноповоротного меньшего крыла (ПЦМК) 6, объединяющего фюзеляж 1 и второе большее крыло 2 с гибридными мотогондолами 3 в единую плавно образованную конструктивно-силовую дупланную схему. Перед большим крылом 2 смонтировано ПЦМК 6, внешние и межгондольные секции консолей которого на концах и посередине его консолей оснащены каплевидной продолговато-обтекаемой формы поворотными мотогондолами 7 с винтами передней группы. В кормовой части фюзеляжа 1 смонтировано Т-образное хвостовое оперение с переустанавливаемым стабилизатором 8 и стреловидным килем 9, имеющими соответственно рули высоты 10 и направления 11. Трапециевидное крыло 2, оснащенное закрылками 12 и элеронами 13, размещено в дупланной аэродинамической схеме выше консолей ПЦМК 6 с мотогондолами 7, смонтированными по обе стороны от передних продолговатых частей 4, которые имеют диапазон их поворота от -5° до $+97,5^\circ$. При этом концевые части 14 большего крыла 2 выполнены отклоняющимися вверх и складывающимися для удобства размещения на палубе (ангаре) и возможности эксплуатации на авианесущих кораблях, а также на стоянке при выработке генерирующей энергии.

Силовая установка выполнена по гибридной технологии силового привода, левые и правые передние поворотные мотогондолы 7 которого снабжены электромоторами, вращающими левые 15 и правые 16 тянущие винты передней группы, а гибридные мотогондолы 3, смонтированные под вторым крылом 2, имеют на конце их задних 5 продолговатых частей поворотные левый 17 и правый 18 винты задней группы. Каждая из гибридных мотогондол 3 наряду с ТВД криогенной модификации, имеющим для отбора взлетной его мощности задний вывод вала, передающий крутящий момент на входной вал соответствующего редуктора заднего 17-18 винта, снабжена и обратимым электромотором-генератором (ОЭМГ), вращательно связанным с валом последнего между входной и выходной муфтами сцепления, установленными на соответствующих валах соответственно позади ТВД и перед редуктором заднего винта. Гибридная СУ оснащена системой электропривода, включающей все электромоторы, аккумуляторные перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и отключающим электромоторы и ТВД, переключающим генерирующую мощность и порядок подзарядки литиево-ионной полимерной аккумуляторной перезаряжаемой батареи от ОЭМГ, который в режиме электрогенератора при полетной конфигурации четырехвинтового самолета обеспечивает поочередно два способа генерации мощности в каждой гибридной мотогондоле 3 или от внешнего, или от внутреннего источника энергии (на фиг.1 и 2 не показаны). При этом ТВД, выполненные, в частности, для их работы на авиакеросине и СПГ, установлены с максимальной простотой обслуживания и эксплуатации в гибридных мотогондолах 3. Поворотные винты двух пар меньших передних 15-16 и

двух больших задних 17-18, последние из которых имеют диапазон поворота от -45° до $+90^\circ$, выполнены флюгерно-реверсивными и без автоматов перекося их лопастей и с жестким креплением угле- и стеклопластиковых лопастей и возможностью широкого изменения углов их установки. Поворот мотогондол с четырехлопастными винтами 15-16 и 17-18, преобразующих его полетную конфигурацию с вертолета шестивинтовой несущей схемы в шести- или четырехвинтовой самолет дупланной схемы, осуществляется с помощью электромеханических приводов, а выпуск и уборка шасси, управление закрылками 12, элеронами 13 и рулями высоты и направления осуществляются также электрически (на фиг.1 и 2 не показаны). Трехопорное убирающееся колесное шасси, вспомогательная опора с мотор-колесом 19 убираются в переднюю нишу фюзеляжа 1, главные боковые опоры с колесами 20 - в бортовые обтекатели 21.

Управление гибридным КЭВС обеспечивается общим и дифференциальным изменением шага поворотных винтов двух пар меньших передних 15-16 и двух больших задних 17-18 и отклонением рулевых поверхностей 10, 11, и 13, работающих в зоне активного обдува этих винтов. При крейсерском полете подъемная сила создается крыльями 2 и ПЦМК 6, горизонтальная тяга - винтами 15-16 и 17-18, на режиме висения - только винтами 15-16 и 17-18, на режиме перехода - крыльями 2 и ПЦМК 6 с винтами 15-16 и 17-18. При переходе к вертикальному взлету-посадке (висению) закрылки 12 второго крыла 2 отклоняются на максимальные их углы синхронно с поворотом двух пар передних 15-16 и двух задних 17-18 винтов от горизонтального положения, отклоняясь вверх, устанавливаются вертикально (см. фиг.1). При переходе с самолетного режима полета на режим висения и если возникает момент тангажа (M_z), то он парируется отклонением рулей высоты 10, создающих, работая в зоне обдува задних винтов 17-18, парирующую силу. После установки поворотных винтов передних 15-16 и задних 17-18 в вертикальное положение вдоль линий вертикальной их тяги осуществляется возможность вертолетных режимов полета. С приближением к поверхности земли (палубы корабля) и при полете вблизи них несущие винты передние 15-16 и задние 17-18, имея взаимно противоположное их вращение между соответствующими винтами левой и правой групп с обеспечением одинакового направления вращения между диагонально расположенными группами винтов (см. фиг.2), образуют под КЭВС область уплотненного воздуха, создающего эффект воздушной подушки, повышающей их эффективность. Поворотные передние 15-16 и задние 17-18 винты отклоняются от горизонтального положения в вертикальное на углы 90° и 45° соответственно при вертикальном взлете (посадке) и взлете с коротким разбегом (посадке с коротким пробегом) КЭВС на вертолетных и самолетных режимах его полета на взлетно-посадочных режимах в перегрузочном варианте с максимальным взлетным весом. При этом маневрирование легкого КЭВС на аэродроме и его разгон до 40-50 км/ч на режимах укороченного взлета обеспечивается от переднего мотор-колеса 19. Для соответствующей посадки высокоскоростного КЭВС на поверхность земли (палубы корабля) используются колеса 19 и 20 убирающегося трехопорного шасси.

При висении на вертолетных режимах полета продольное управление КЭВС осуществляется изменением шага винтов передней 15-16 группы и задней группы 17-18, путевое управление - изменением крутящих моментов каждой диагональной группы винтов, имеющих одинаковое направление вращения несущих винтов, например передних правых 15-16 с левым задним винтом 17 и заднего несущего винта правого 18 с левыми передними винтами 15. Поперечное управление обеспечивается изменением шага левой группы несущих винтов 15-17 и правой группы несущих винтов 16-18,

осуществляющих поперечную балансировку при одновременном изменении шага винтов этих групп. Отсутствие при висении перекрытия передних 15-16 и задних 17-18 винтов также значительно снижает вредное взаимовлияние и повышает их заполнение, что, в свою очередь, значительно уменьшает проблему срыва потока. После

5 вертикального взлета и набора высоты для перехода на самолетный режим полета поворотные винты 15-16 и 17-18 синхронно устанавливаются в горизонтальное положение (см. фиг.2). После чего убираются закрылки 12 и производится крейсерский полет, при котором путевое управление обеспечивается рулями направления 11. Продольное и поперечное управления осуществляются отклонением рулей высоты 10

10 и элеронов 12 соответственно. На самолетных режимах полета КЭВС при создании горизонтальной тяги его винты передние 15-16 и задние 17-18 имеют взаимно противоположные их вращения в каждой левой и правой группе винтов и тем самым соответственно устраняют гироскопический эффект и обеспечивают более плавное обтекание крыла 2 и ПЦМК 6, но и весьма повышающее эффективность левой 15-17

15 и правой 16-18 групп винтов. При его полетной вертолетной конфигурации шестивинтовой несущей схемы реактивные моменты от поворотных винтов 15-16 и 17-18, используемых как несущие винты, компенсируются полностью за счет также взаимно противоположного их вращения в соответствующих группах винтов.

Таким образом, КЭВС исполнения ТРРВ-Х4+2, имеющий передние и задние

20 поворотные винты на крыльях, Т-образное хвостовое оперение, представляет собой гибридный конвертоплан дупланной схемы с электромоторами и обратимыми электромоторами-генераторами (ОЭМГ). Поворотные винты флюгерно-реверсивные, создающие вертикальную и с соответствующим отклонением горизонтальную тягу, обеспечивают необходимые управляющие моменты и уменьшение дистанции при

25 посадке с пробегом. Причем ПЦМК находится спереди большего крыла и создает дополнительную подъемную силу и разгружает его, что и предопределяет наравне с высокой тяговооруженностью СУ возможность легко реализовать и выполнение технологии ВВП и КВП, но и КВВП. Последнее весьма важно при палубном базировании и особенно гибридных КЭВС, так как обеспечивает короткий взлет

30 (достаточно и 60-90 м) с максимальным его весом и вертикальную его посадку пустого на палубу корабля.

В настоящее время известно, что конструктивно-силовая дупланная схема самолетов обеспечивает максимальную разгрузку крыла и фюзеляжа от действия аэродинамических и массовых сил, а шестивинтовые конвертопланы, так как устойчивы и управляемы,

35 то, следовательно, все они пригодны для дальнейших инженерных приложений, могут и должны являться предметом дальнейшего исследования и усовершенствования. Поэтому дальнейшие исследования по созданию гибридных КЭВС и беспилотных гибридных электроконвертопланов (БГЭК) исполнения ТРРВ-Х4+2, используя вышеназванные преимущества, позволят освоить широкое их семейство.

Наиболее актуальным в современных условиях для этих целей является на базе самолета Ил-100М освоение легкого КЭВС с взлетным весом 5610 и 6220 кг и для перевозки 12 и 16 человек с дальностью полета до 1820 и 2380 км соответственно при выполнении ВВП и КВП. Гибридная СУ КЭВС, включающая четыре электромотора и два ОЭМГ суммарной пиковой/номинальной мощности соответственно 1060/583 кВт

45 и 630/346 кВт, имеет два генераторных ТВД (мод. АИ-450), которые при необходимости могут предоставить еще 440 кВт (600 л.с.). При благоприятных погодных условиях литиевая батарея позволит КЭВС-1,2 улететь на расстояние в 700 км при 1-й крейсерской скорости 560 км/ч. Однако при падении зарядки до 25% от максимального значения

включатся ТВД и будут в полете подпитывать аккумуляторы. Криогенный топливный бак при выполнении ВВП вмещает 410 кг СПГ, что эквивалентно дополнительным 1120 км и позволит при ВВП достичь дальности полета до 1820 км.

Теперь уже нет сомнений, что только высокоскоростные КЭВС и БГЭК исполнения ТРРВ-Х4+2 - это реальное и очень близкое будущее деловой и специальной авиации, но и одно из возможных направлений развития как авиационной техники, так и электрических вертолетно-самолетных комплексов ВВП и КВП, позволяющих достойно конкурировать с корпорацией IAI (Израиль) и фирмой "Agusta Westland" (Италия).

Формула изобретения

1. Криогенный электрический вертолет-самолет, содержащий на консолях высокорасположенного крыла две мотогондолы, имеющие в передних и задних окончаниях продолговатых надкрыльевых их частях соответственно тянущие и толкающие винты, фюзеляж, хвостовое оперение, двигатели силовой установки, передающие мощность через главный редуктор, синхронизирующий и соединительные валы трансмиссии, расположенные в носке крыла и мотогондолах, на равновеликие поворотные винты, обеспечивающие горизонтальную и их соответствующим отклонением вертикальную тягу и трехопорное убирающееся колесное шасси с носовой вспомогательной и главными боковыми опорами, отличающийся тем, что он представляет собой конвертоплан дупланной аэродинамической схемы с разновеликими крыльями, большее второе из которых смонтировано выше и позади первого цельноповоротного меньшего крыла, имеющего внешние и межгондольные секции консолей, смонтированные по внешним бортам передних продолговатых частей крыльевых мотогондол и между внутренними и внешними бортами последних и фюзеляжа соответственно, и выполнен по концепции тандемного расположения разновеликих винтов по схеме 4+2 с возможностью преобразования его полетной конфигурации с вертолета шестивинтовой несущей схемы, включающей все тянущие четыре передних и два задних винта, имеющих при этом от всех несущих винтов полную компенсацию реактивных крутящих моментов при противоположном направлении вращения между соответствующими винтами левой и правой групп с обеспечением одинакового направления вращения между диагонально расположенными группами винтов как двух передних левых и одного правого заднего, так и двух передних правых и одного левого заднего, имеющих при виде сверху направление вращения соответственно как по часовой стрелке, так и против и устраняющих гироскопический эффект и создающих более плавное обтекание крыльев воздушным потоком от винтов, в полетную конфигурацию самолета с шести- или четырехвинтовой движительной системой, обеспечивающей вторую большую или первую меньшую крейсерские скорости горизонтального полета, соответственно с четырьмя передними и двумя задними винтами или только с винтами передней группы, а задние из которых с их редукторами, отключенными при этом муфтами сцепления от соответствующих двигателей, устанавливаются во флюгерное положение, но и обратно, при этом синхронно изменяющие вектор тяги винты, выполненные многолопастными без автоматов перекося их лопастей и флюгерно-реверсивными, имеют наряду с двумя большими винтами задней группы и четыре меньших винта передней группы, установленных с мотогондолами на конце внешних и посередине межгондольных секций консолей первого крыла, имеющего и размах, обеспечивающего свободное без перекрытия вращение каждой пары межгондольных и консольных винтов передней группы в соответствующем пространстве по обе стороны от бортов передней продолговатой

части крыльевой мотогондолы, и вынос вперед в направлении полета поперечной оси поворота его цельноповоротных консолей от передней кромки второго крыла, исключаяющего затенение последним при создании вертикальной тяги передними винтами после их поворота совместно с цельноповоротными консолями вверх с

5 горизонтального в вертикальное положение, силовая установка, выполненная по параллельно-последовательной гибридной технологии силового привода, снабжена как парой левых и парой правых поворотных мотогондол с электромоторами, вращательно связанными с редукторами винтов передней группы, каждый винт из

10 которой оснащен полусферическим коком, имеющим равновеликий диаметр с обводами ответной части продолговато-обтекаемого конусообразного обтекателя поворотной мотогондолы, образующего с коком ее каплевидную форму, так и смонтированными под консолями второго крыла гибридными мотогондолами задней группы винтов, в каждой из последних наряду с турбовинтовым двигателем, имеющим для отбора взлетной его мощности задний вывод вала, передающий крутящий момент на входной

15 вал соответствующего редуктора заднего винта, смонтирован и обратимый электромотор-генератор, вращательно связанный с входным валом последнего между входной и выходной муфтами сцепления, установленными на соответствующих валах соответственно позади турбовинтового двигателя и перед редуктором заднего винта, имеющего расширенное его отклонение или вверх на угол $+90^\circ$, или вниз на угол -45°

20 от горизонтального положения для обеспечения или вертикальной тянущей, или наклонной толкающей тяги при выполнении вертикального взлета/посадки или короткого взлета/посадки соответственно, и оснащена системой электропривода, включающей все электромоторы, аккумуляторные перезаряжаемые батареи, преобразователь энергии с блоком управления силовой передачи, подключающим и

25 отключающим электромоторы и турбовинтовой двигатель, переключающим генерирующую мощность и порядок подзарядки аккумуляторов от обратимого электромотора-генератора, который в режиме электрогенератора при полетной конфигурации четырехвинтового самолета обеспечивает поочередно два способа генерации мощности в двух гибридных мотогондолах или от внешнего, или от

30 внутреннего источника энергии соответственно от набегающего воздушного потока при авторотирующих задних несущих винтах, обеспечивающих косую обдувку при отклонении поворотных их валов назад от вертикального положения, или от турбовинтовых двигателей при флюгерном положении задних винтов с горизонтальным расположением поворотных их валов, при этом каждая входная и выходная

35 электромагнитные муфты сцепления, обеспечивающие дистанционное управление их сцеплением/расцеплением вала обратимого электромотора-генератора с выходным и входным валами соответственно турбовинтового двигателя и редуктора заднего винта, позволяют реализовать в каждой гибридной мотогондоле три способа работы турбовинтового двигателя и обратимого электромотора-генератора, работающего в

40 режиме или электромотора, но и электрогенератора, соответственно при совместной передаче их взлетной и пиковой мощности на задний несущий винт при вертикальном взлете/посадке и висении или при отключенном турбовинтовом двигателе самостоятельной передачи номинальной мощности только от электромотора на вал заднего винта, но и самостоятельной работы турбовинтового двигателя при

45 распределенной передаче его номинальной мощности и на вал последнего, обеспечивающего после выполнения короткого взлета/ посадки горизонтальный полет в перегрузочном варианте, и на вал электрогенератора.

2. Криогенный электрический вертолет-самолет по п.1, отличающийся тем, что с

целью повышения безопасности пассажиров и экипажа силовая установка выполнена конвертируемой с отдельными топливными системами: одна штатная - для авиакеросина во втором крыле, другая - для сжиженного природного газа в криогенных топливных баках, размещенных в двух передних продолговатых частях гибридных мотогондол, каждая из которых выполнена с возможностью совмещения ее миделя с миделем соответствующего топливного бака и снабжена перед вторым крылом верхним воздухозаборником для турбовинтового двигателя криогенной модификации, имеющего короткие криогенные трассы, уменьшающие массу и не требующие повышенной теплоизоляции, и оснащенных поддерживающими межгондольными секциями первого крыла, обеспечивающими - без увеличения аэродинамического сопротивления и усиления второго крыла в общей аэродинамической его схеме - возможность расположения криогенных топливных баков вне фюзеляжа.

15

20

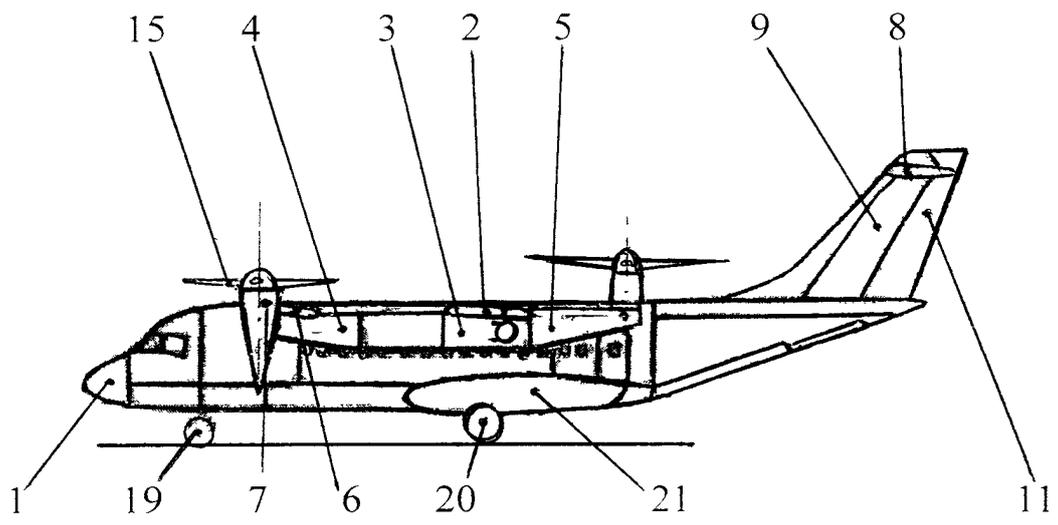
25

30

35

40

45



Фиг. 1