

(19)



Евразийское
патентное
ведомство

(11) 033705

(13) B1

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ

(45) Дата публикации и выдачи патента
2019.11.19

(51) Int. Cl. B64C 27/24 (2006.01)

(21) Номер заявки
201600489

(22) Дата подачи заявки
2016.06.24

(54) РОТОР-КРЫЛО ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(43) 2017.12.29

(56) RU-C1-2500578
RU-C1-2550589
RU-C1-2385267
US-A-4555219

(96) ЕАПВ/KG/201600004 (KG) 2016.06.24

(71)(72)(73) Заявитель, изобретатель и патентовладелец:
ПЕДАН АНДРЕЙ
АЛЕКСАНДРОВИЧ (KG)

(57) Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к конструкциям останавливаемого в полете ротор-крыла, предназначенного для вертикального взлета летательного аппарата и последующего полета в самолетном режиме с остановленным в заданном положении ротором, который совместно с аэродинамической поверхностью втулки ротора обеспечивает формирование подъемной силы на неподвижном ротор-крыле. Ротор-крыло имеет конус вращения, направленный своим основанием вниз, а плоскость вращения имеет положительный угол атаки по отношению к продольному набегающему потоку воздуха. Ротор-крыло оборудуется развитой втулкой, представляющей собой несущую аэродинамическую поверхность дисковидной, многоугольной или сводчатой формы, которая, так же как и ротор-крыло, имеет положительный угол атаки по отношению к набегающему продольному потоку воздуха. Ротор-крыло предоставляет возможность летательному аппарату совершать полет с высокой скоростью и экономичностью.

033705 B1

033705 B1

033705 B1

Изобретение относится к авиационной технике и, в частности, к летательным аппаратам вертикального взлета и посадки.

Технический результат, на достижение которого направлено заявляемое устройство, заключается в оснащении летательного аппарата (ЛА) вертикального взлета и посадки таким ротор-крылом, которое способствует увеличению его скорости и эффективности.

Технический результат достигается тем, что ротор-крыло имеет возможность останавливать свое вращение в полете в таком положении, которое обеспечивает создание неподвижным ротор-крылом подъемной силы с высоким аэродинамическим качеством при продольном движении ЛА вперед. С этой целью ротор-крыло имеет лопасти, конус вращения которых направлен своим основанием вниз таким образом, что плоскость вращения ротор-крыла имеет некоторый положительный угол атаки относительно набегающего потока. Это делается для того, чтобы оптимизировать конфигурацию такого ротор-крыла для совершения горизонтального полета ЛА в режиме с неподвижным ротор-крылом с большой скоростью и экономичностью. С этой целью лопасти ротор-крыла имеют симметричный относительно средней аэродинамической хорды (САХ) двояковыпуклый чечевицеобразный профиль без геометрической крutki.

Из аэродинамики известно, что, для того чтобы крыло, имеющее симметричный профиль, создавало подъемную силу, его следует расположить с некоторым положительным углом атаки по отношению к набегающему потоку [1]. После фиксации ротора в неподвижном положении две его лопасти, имеющие стреловидность 30° по САХ и нулевой угол атаки по вращению, тем не менее будут иметь близкие к оптимальным углы атаки по направлению к набегающему потоку, которые зависят от угла конуса вращения и плоскости вращения как $\alpha + \beta/3$ (фиг. 1). Если при этом наклонить плоскость вращения таким образом, чтобы она образовывала положительный угол атаки, равный по величине углу конусности ротора, тогда лопасть ротора, направленная вперед по потоку, будет иметь нулевой угол атаки для минимизации вредного сопротивления. Также она может иметь заранее предусмотренный конструктивно небольшой положительный угол атаки, который равен разности углов атаки плоскости вращения ротор-крыла и его конуса вращения.

Поскольку предлагаемое ротор-крыло оптимизировано для полета с высокой скоростью в самолетном режиме, то центр давления такого ротор-крыла в режиме остановленного вращения должен располагаться в непосредственной близости от центра тяжести ЛА. В режиме остановленного вращения при движении ЛА вперед центр давления предлагаемого ротор-крыла располагается позади оси вращения. Поэтому в режиме вращения такое ротор-крыло будет создавать момент кабрирования, который необходимо скомпенсировать для обеспечения устойчивости ЛА. Это возможно сделать при помощи маршевой двигательной установки с отклоняемым вектором тяги (ОВТ) или дополнительным крылом, находящимся в потоке от вращающегося ротора, или тем и другим способом совместно.

Равнодействующая подъемной силы у такого ротора в режиме вращения направлена под углом к вертикальной плоскости, перпендикулярной корпусу ЛА, таким образом, что одна составляющая направлена вверх, а другая - назад, против преимущественного направления движения ЛА (фиг. 1). Направленную назад составляющую подъемной силы возможно скомпенсировать пропульсивной силой, создаваемой маршевой двигательной установкой, предназначенной для обеспечения продольного перемещения ЛА.

Предлагаемое техническое решение не вытекает явным образом из существующего уровня техники, так как указанные особенности не встречаются в прототипе или других известных ЛА. С использованием указанных особенностей ротор-крыло и ЛА, оснащенный таким ротор-крылом, приобретают несколько новых полезных свойств, не имеющих у прототипов.

Такое распределение давлений на ротор-крыле, приводящее к моменту кабрирования от вращающегося ротор-крыла, дает возможность увеличить скороподъемность на режиме взлета за счет использования части энергии маршевой двигательной установки с отклоняемым вектором тяги (ОВТ), перенаправив ее для подъема ЛА. Для этого сопла маршевой двигательной установки поворачивают к низу. Таким образом, пикирующий момент от двигателей с ОВТ с отклоненными вниз под углом менее 45° соплами, будет уравнивать момент кабрирования от ротор-крыла. Очевидно, что при этом двигатели маршевой двигательной установки должны находиться позади от центра масс ЛА. Одна из составляющих вектора тяги от маршевой двигательной установки при этом будет направлена вверх (фиг. 2). Такое распределение приложенных к ЛА сил позволяет компенсировать снижение тяги подъемного ротор-крыла в сравнении с обычным ротором, связанное с его конусностью, наклоном, отсутствием геометрической крutki и относительно небольшой ометаемой площадью, посредством отбора мощности маршевой двигательной установки для цели подъема ЛА. Кроме того, такое распределение приложенных сил увеличивает устойчивость и управляемость ЛА на взлете, посадке и переходных режимах. Ранее для этой цели в аппаратах вертикального взлета и посадки приходилось применять отклонение газовой струи маршевого двигателя на угол до 90° . Такое отклонение струи маршевого двигателя сложно в техническом отношении вызывает потерю тяги, возможность попадания отраженной от поверхности земли струи обратно в двигатель и приводит к эрозии взлетно-посадочной полосы. Кроме того, для стабилизации ЛА и создания дополнительной подъемной силы спереди от центра масс требовалось наличие специальных подъемных

двигателей, которые в горизонтальном полете не нужны.

Располагая вектором тяги, который направлен назад по азимуту, можно организовать эффективное торможение ЛА в полете, движение ЛА назад либо повысить его точность висения или маневрирования.

Задача торможения ЛА с реактивными двигателями в полете решается при существующем уровне техники очень ограниченным набором средств, таких как тормозные щитки, закрылки, интерцепторы. Все перечисленные средства являются пассивными. Их применение не позволяет говорить о тормозном пути ЛА, а только снизить скорость ЛА. Торможение в полете в предлагаемом устройстве может быть осуществлено гораздо более эффективно и с лучшим замедлением за счет активного участия ротор-крыла. Такой маневр, как торможение ЛА в полете, очень важен для безопасности воздушного движения в районе аэропортов или в районах с высокой интенсивностью воздушного движения. Также он важен для ЛА военного назначения, так как позволяет уменьшить время нахождения ЛА в зоне поражения средств ПВО противника при выполнении боевой задачи.

В режиме замедления и последующей остановки вращения ротора в полете такая конструкция позволяет избежать потери подъемной силы по обе стороны ротор-крыла как на наступающей, так и на отступающей лопасти. Это связано с тем, что даже при установке лопастей ротор-крыла на нулевой угол атаки относительно плоскости вращения такое ротор-крыло при движении ЛА вперед будет создавать подъемную силу, которая возникает из-за того, что угол атаки каждой лопасти относительно направления движения ЛА циклически изменяется от минимального, когда лопасть направлена вперед (180° по азимуту), до максимального, когда лопасть направлена назад (0° по азимуту). Это происходит оттого, что сама плоскость вращения имеет положительный угол атаки относительно направления полета. Из аэродинамики известно, что плоскость вращения при быстром вращении можно с определенным приближением рассматривать как несущую плоскость ввиду вязкости воздушной среды. В этой связи, при продольном движении ЛА вперед, подъемная сила ротор-крыла, лопасти которого установлены на нулевой шаг, будет падать при уменьшении оборотов ротора и стремиться к значению подъемной силы неподвижного ротор-крыла. Поскольку в режиме замедления вращения ротор-крыла ЛА, как правило, двигается с ускорением, то можно подобрать такое ускорение ЛА, чтобы подъемная сила ротор-крыла на переходном режиме оставалась постоянной. Обратный процесс будет наблюдаться при замедлении ЛА и управляемой раскрутке ротора. Указанная особенность позволяет осуществить плавный и естественный переход от режима вращения к режиму неподвижного ротор-крыла и обратно.

Для управления подъемной силой, создаваемой ротор-крылом, оно оборудуется устройством регулирования общим шагом лопастей ротора, тормозным и замковым устройствами и муфтой передачи крутящего момента, а также устройством управления раскруткой и замедления вращения ротора.

Дополнительным преимуществом является возможность использовать относительно простое устройство регулирования общего шага ротора в противовес устройству регулирования индивидуального шага для каждой лопасти, что упрощает, удешевляет и облегчает конструкцию ЛА, а также повышает его безопасность вследствие надежной балансировки ротора и уменьшения вероятности отказов.

Для увеличения аэродинамической эффективности ротор-крыло имеет развитую аэродинамическую поверхность втулки ротора преимущественно округлой или многоугольной формы с тем, чтобы совместно с остановленными лопастями ротора образовывать совокупность несущих аэродинамических поверхностей, обладающих высоким аэродинамическим качеством в широком диапазоне рабочих углов атаки. Такая втулка ротора-крыла, так же как и плоскость вращения ротора, имеет положительный угол атаки относительно направления полета (фиг. 1).

Поскольку в самолетном режиме по крайней мере одна лопасть ротор-крыла направлена своей задней кромкой вперед, то для оптимизации аэродинамического качества системы в целом необходимо, по возможности, использовать симметричный относительно средней хорды чечевицеобразный профиль без геометрической крутки. Возможность использования ламинарного двояковыпуклого профиля является преимуществом по сравнению с прототипом. В таком случае, если и возникает необходимость в дополнительной оптимизации при помощи других методов и средств, как, например, с помощью управления пограничным слоем, дополнительной механизацией или воздействием звуковыми колебаниями, то объем необходимой оптимизации будет заметно меньше ввиду того, что предлагаемая конструкция будет иметь несущие свойства и без таких дополнительных средств и методов.

Для снижения угловой скорости вращения ротор-крыла может использоваться сила трения лопастей ротора о воздух, а также создаваемая в дополнительном тормозном устройстве. После снижения угловой скорости вращения ротора до нуля для фиксации его азимутального положения могут использоваться сила трения тормозного устройства и/или различные виды замков.

Стандартным положением трехлопастного ротор-крыла после остановки вращения является положение, когда лопасти располагаются в точках 60° , 180° , 300° по азимуту. При этом две лопасти имеют положительную стреловидность 30° по средней аэродинамической хорде. Учитывая наличие сужения лопастей, угол стреловидности по передней кромке можно довести до 40° . Другие положения лопастей неподвижного ротор-крыла также возможны для каких-либо узких полетных задач, но надо учитывать, что лопасти, установленные с отрицательной стреловидностью, приобретают все свойства крыла обратной стреловидности и их главный недостаток - дивергенцию по скручивающему моменту. В этой связи для

каждого штатного положения лопастей в режиме неподвижного ротор-крыла должен быть выполнен расчет их прочностных характеристик и введены соответствующие полетные ограничения.

Дополнительную подъемную силу для такого ротор-крыла будет, при движении ЛА вперед, создавать дискообразная полость втулки, поскольку она также имеет положительный угол атаки и соответствующий профиль. Сама по себе такая аэродинамическая поверхность имеет низкое аэродинамическое качество, однако в совокупности с лопастями ротор-крыла образует эффективное крыло, близкое по форме к оживальному крылу в плане. Такое ротор-крыло имеет форму и профиль, соответствующие совершению полета в сверхзвуковом диапазоне скоростей.

Необходимость иметь втулку ротор-крыла большого диаметра связана также с тем, что лопасти, имеющие жесткое крепление, невозможно выполнить длинными из-за необходимости обеспечения необходимой жесткости конструкции. Также слишком длинные лопасти будут препятствием совершению скоростного полета в режиме остановленного ротора-крыла. Поэтому эффективность сравнительно коротких лопастей для создания подъемной силы в режиме вращения будет тем выше, чем дальше они расположены от центра вращения. Эффективность центральной части ротор-крыла в режиме вращения дополнительно снижена из-за невозможности применить геометрическую крутку лопастей.

Развитая втулка ротора необходима для того, чтобы неэффективную с точки зрения создания подъемной силы в режиме вращающегося ротора площадь превратить в эффективную для горизонтального полета аэродинамическую поверхность, которая в совокупности с лопастями ротора будет представлять крыло, обладающее высоким аэродинамическим качеством. Попутно в полости втулки ротора могут размещаться механизмы управления общим шагом ротора, приводы или даже подъемная силовая установка, обеспечивающая вращение ротора, или ее часть. Втулка большого диаметра дает возможность увеличить ширину лопастей в корневой части, повысив их жесткость, и обеспечить значительное сужение лопастей к их концу. Такое сужение необходимо для обеспечения близкого к эллиптическому распределению подъемной силы по размаху лопасти в режиме вращения. Таким образом, размер втулки ротора геометрически связан с заданным сужением, длиной лопастей, а также коэффициентом заполнения у корня лопасти.

Возможно несколько вариантов реализации подъемной силы на дискообразной втулке ротор-крыла. В самом простом варианте угол атаки дискообразной втулки ротор-крыла соответствует углу наклона плоскости вращения ротор-крыла. Однако если представить нижнюю или верхнюю часть дискообразной полости втулки как сектор шара, то любая часть нижнего или верхнего сектора также будут образовывать фигуру вращения. Прикрепив лопасти ротор-крыла к указанному сектору можно получить иное соотношение углов наклона дисковой части ротор-крыла по отношению к плоскости вращения лопастей и направлению полета. Такая конструкция может понадобиться, в частности, для того, чтобы расположить двигатель и воздухозаборник в дискообразной части ротор-крыла (фиг. 3). Также возможно использование полости втулки ротор-крыла в форме равностороннего треугольника или многоугольника в плане (фиг. 4), а также сводчатой формы как, например, в патенте США № 3159360. Выбор формы дискообразной полости втулки ротор-крыла, а также соотношение углов атаки конуса вращения лопастей и дискообразной части определяются исходя из заданных ТТХ и результатов исследования указанных элементов и их комбинаций с целью максимизации аэродинамического качества такого ротор-крыла и соответствия заданным ТТХ. Наличие аэродинамической подъемной силы на дискообразной части ротор-крыла, которое в совокупности с лопастями, имеющими положительную стреловидность, образует совокупность несущих плоскостей, по форме близкую к оживальному крылу в плане для трехлопастного ротор-крыла, будет способствовать уменьшению эффекта смещения центра давления назад при остановке вращения и увеличении скорости полета, будет уменьшать последствия волнового кризиса, ограничивать развитие срыва потока, начинающегося от концов стреловидных лопастей ротор-крыла, позволит работать такому ротор-крылу на больших углах атаки.

Крепление лопасти ротор-крыла выполнено без горизонтальных шарниров. Некомпенсированные маховые движения гасятся вертикальными шарнирами и/или гибкими элементами конструкции. Вертикальные шарниры снабжены упругими элементами, которые гасят и ограничивают маховые движения лопастей. При соответствующем проектировании с целью минимизации амплитуды и энергии остаточных маховых движений имеется возможность в предлагаемом ротор-крыле обойтись без применения также и вертикальных шарниров.

Благодаря наличию конуса вращения ротор-крыла, направленного своим основанием вниз, и наклона плоскости вращения ротора с образованием положительного угла атаки ротор-крыла имеется возможность избавиться от автомата перекоса или иных устройств управления циклическим шагом лопастей ротора, заменив их упругими элементами конструкции.

Известно, что лопасть ротора, имеющая горизонтальный, вертикальный и осевой шарниры (т.е. имеющая три степени свободы), совершает маховые движения и циклически меняет свой шаг. Если обеспечить подобие маховых движений лопасти в зависимости от азимутального положения, то имеется возможность удалить из конструкции горизонтальный шарнир, а лопасть прикрепить к втулке жестким или полужестким креплением. Углы взмаха, которые принимает лопасть, прикрепленная шарнирно, в зависимости от ее азимутального положения при движении ЛА вперед приведены на фиг. 5. Там же при-

ведены углы взмаха, которые принимает лопасть предлагаемого ротор-крыла. Из графика видно, что движение лопастей предлагаемого ротор-крыла подобно движению лопастей с шарнирным креплением. Следовательно, имеется возможность не устанавливать горизонтальный шарнир, а остаточную энергию маховых движений рассеивать в гибких элементах конструкции ротора.

Ротор с шарнирным креплением лопастей, конус вращения которого направлен своим основанием вверх, обладает продольной неустойчивостью. Так, момент кабрирования, возникающий на лопастях, движущихся в переднем секторе от набегающего спереди потока, не демпфируется лопастями, находящимися в заднем секторе. Указанный недостаток в обычном роторе устраняется наличием автомата перекоса и шарнирным креплением лопастей. Однако такой способ создает другую проблему, так как чрезмерное маховое движение лопастей в передней полусфере приводит к излишнему лобовому сопротивлению ротора и препятствует движению ЛА вперед.

В предлагаемом ротор-крыле такой недостаток отсутствует, так как момент кабрирования, возникающий на лопастях, находящихся в переднем секторе, демпфируется моментом пикирования, создаваемым лопастями в заднем секторе, поскольку им передается энергия набегающего с нижней стороны продольного потока воздуха. Эта особенность позволяет отказаться от использования автомата перекоса и шарнирного крепления лопастей ротора ввиду значительно меньшей энергии маховых движений лопастей и, как следствие, значительно упростить его конструкцию, снизить вес и увеличить ресурс работы.

Однако в такой конструкции будет создаваться момент крена в сторону отступающей лопасти. Указанный недостаток легко устраняется в многовинтовой схеме ЛА с наличием четного числа роторов. Для одновинтовой схемы ЛА предлагается использовать перераспределение давления с одной стороны ротора на другую при помощи управления пограничным слоем.

Кроме описанного, в предлагаемом техническом устройстве может быть предусмотрен небольшой наклон конуса вращения ротор-крыла в сторону от вертикальной продольной плоскости ЛА. Это может быть сделано для увеличения путевой устойчивости в многовинтовой схеме ЛА и /или лучшей компенсации маховых движений лопастей ротора и моментов крена.

Поскольку в предлагаемом ротор-крыле, в режиме его вращения, углы атаки не будут циклически изменяться ввиду отсутствия автомата перекоса, то в вертикальном шарнире нет необходимости, поскольку энергия маховых движений в горизонтальной плоскости значительно меньше.

Поскольку основной полетный режим у такого ЛА - самолетный, то энергию маховых движений можно значительно уменьшить тем, что постепенно уменьшать угол атаки лопастей ротора при наборе продольной скорости ЛА и делать его нулевым при выходе на скорость, достаточную для начала торможения вращения.

Аналоги предлагаемого ротор-крыла, которые по своему назначению способствуют достижению таких же целей, а именно: увеличение скорости, дальности и топливной эффективности ЛА вертикального взлета и посадки можно объединить в 5 групп.

Первая группа - это останавливаемые в полете роторы, которые после взлета убираются в ниши с тем, чтобы уменьшить сопротивление движению ЛА. Эта группа имеет один общий недостаток: механизм уборки ротора, сам ротор и дополнительные обтекатели добавляют значительный вес конструкции ЛА, что не способствует достижению поставленных целей.

Вторая группа - это останавливаемые в полете роторы, лопасти которых убираются внутрь втулки ротора. Указанной группе присущи те же недостатки, что и первой группе, но в меньшей степени, так как лопасти имеют меньший вес, чем ротор целиком, а сама втулка может быть полезной, с точки зрения аэродинамики, несущей поверхностью.

Третья группа представляет собой ЛА с поворачивающимися в полете роторами, как, например, V22 Osprey. Такой способ оптимизации имеет своими недостатками сложность конструкции и управления ЛА. Кроме этого, ротор большого диаметра, повернутый для создания горизонтальной тяги, теряет свою эффективность уже при скорости 550-600 км/ч, что представляется как непреодолимое препятствие для дальнейшего развития этой схемы.

Четвертая группа представляет собой ЛА вертикального взлета и посадки, не имеющих ротора, у которых вертикальная подъемная сила создается струей от газотурбинного двигателя, как, например, Як-141, Harrier. Общим недостатком указанной схемы можно признать низкую топливную эффективность на режиме взлет/посадка, небольшую грузоподъемность, возможность попадания отраженной от поверхности струи газов и мусора в воздухозаборник двигателя, эрозию ВПП от струи горячих химически активных газов.

И, наконец, пятая группа, к которой принадлежит прототип, представляет собой ротор-крыло, останавливаемое в полете, которое после останова образует совокупность несущих поверхностей, приспособленных в той или иной мере для создания подъемной силы при продольном движении ЛА. За создание пропульсивной силы при этом отвечает отдельная двигательная установка.

Задача формирования и управления подъемной силой крыла у прототипа [патент РФ № 2500578, МПК В64С 27/24] решается тем, что маневрирование аппарата в самолетном режиме в любом скоростном диапазоне полета возможно либо изменением шага крыла-винта (его наклона) в случае выполнения его наклоняемым, либо изменением углов атаки самолетных крыльев (при наличии соответствующих

технических средств), либо изменением направления векторов продольной тяги (F_{x1} ; F_{x2}) в случае применения управляемых самолетных двигателей 2, 3 и 16, либо управлением векторами тяги (если это предусмотрено устройством силовых установок), либо указанными действиями совместно или выборочно-совместно.

Описанные в прототипе способы имеют, каждый, свои недостатки, которые устраняются предложенным техническим решением. Так, наклон крыла-винта целиком сопряжен с необходимостью иметь достаточно громоздкие механизмы, которые утяжеляют конструкцию ЛА, снижают его прочность и надежность. Кроме того, такое решение приводит к образованию на вытянутой вперед по потоку лопасти значительного вредного сопротивления, преимущественно индуктивного, из-за увеличенного за счет ее наклона по отношению к набегающему потоку миделя и образованию значительных вихревых течений при сходе потока с ее боковых граней.

Вариант с изменением углов атаки самолетных крыльев требует, как было ранее указано, наличия устройства управления индивидуальным шагом каждой лопасти. Такие устройства предложены [патент США № 5405104, МПК В64С 27/24], однако они являются сложными в техническом плане и дорогостоящими. В любом случае создание нескольких каналов управления вместо одного сопряжено с дополнительными затратами как в плане удорожания конструкции, так и в плане массо-габаритных характеристик и снижения надежности. Другие способы, приведенные в прототипе, которые, кроме того, могут включать способы управления пограничным слоем, требуют отбора мощности силовой установки, что при движении в поле силы гравитации эквивалентно увеличению веса.

В прототипах отсутствует явное указание на то, что ротор располагается под углом к набегающему потоку. Это связано с тем, что плоское трехлопастное ротор-крыло, установленное под углом атаки к набегающему потоку, подвергается циклическим перемещениям центра давления во время перехода от режима вращения к режиму неподвижного крыла. Так, когда две лопасти находятся впереди, а одна – сзади, центр давления смещается вперед, а когда наоборот, то назад. Это приводит к неустойчивости ЛА в переходном режиме. Однако сказанное справедливо только в отношении плоского ротор-крыла. В отличие от него, в предлагаемом ротор-крыле, в его трехлопастном варианте, центр давления смещается от втулки ротора только назад. Причем это смещение происходит постепенно и только в одну сторону. Центр давления начинает смещаться назад уже при уменьшении углов атаки лопастей ротора и увеличении горизонтальной скорости. После перевода ротора на нулевой угол атаки его центр давления уже находится вблизи его конечного местоположения. Поэтому смещение центра давления во время процесса торможения вращения для такого ротор-крыла минимально.

Еще более стабильным в плане смещения центра давления представляется пятилопастное ротор-крыло. Наиболее оптимальным неподвижным положением для пятилопастного ротор-крыла является такое азимутальное положение ротор-крыла, когда одна лопасть направлена вперед (азимут 180°), две лопасти - вперед и в стороны под углом обратной стреловидности -18° , а оставшиеся две лопасти имеют положительную стреловидность 54° по средней хорде. Лопасти, направленные назад, расположены под большим углом атаки по отношению к направлению полета. При этом скос потока, формируемый от передних поверхностей, при попадании на задние уменьшает их эффективный угол атаки вследствие чего подъемная сила, формируемая на передних и на задних лопастях ротор-крыла, выравнивается, а смещение центра давления уменьшается. Опять же сказанное не выполняется в отношении плоского ротор-крыла. У плоского ротор-крыла из-за скоса потока центр давления будет смещаться вперед. Пятилопастное ротор-крыло, использующее предлагаемую конфигурацию, можно применять для грузоподъемных ЛА для полетов в дозвуковом диапазоне скоростей.

На лопасть трехлопастного или пятилопастного ротор-крыла, направленную вперед, в режиме неподвижного ротора действуют осесимметричные изгибающие нагрузки, не приводящие к ее разрушению, поскольку они воспринимаются лонжероном и обшивкой.

Все лопасти ротор-крыла должны иметь прочностные характеристики, которые дают возможность лопасти находиться в любом из разрешенных неподвижных положениях в полете. Это необходимо для того, чтобы увеличить число точек, в которых может быть зафиксирован ротор. Число точек, в которых может быть зафиксирован ротор-крыло, должно быть, таким образом, как минимум, равно числу лопастей.

Известно ротор-крыло X-wing [2], представляющее собой останавливаемое в полете четырехлопастное ротор-крыло, в котором подъемная сила реализуется при помощи управления пограничным слоем. Большим недостатком такой конструкции является то, что в случае отказа двигателя, такое крыло практически не создает подъемной силы. Ротор-крыло, имеющее четыре лопасти, имеет своим недостатком также большие скручивающие моменты на передних лопастях, установленных под углом обратной стреловидности -45° по средней аэродинамической хорде, что может вызвать дивергенцию по скручивающему моменту с их последующим разрушением в полете. Также лопасти, находящиеся позади передних лопастей оказываются в скошенном потоке от передних лопастей. В этой связи центр давления такого ротор-крыла смещается вперед в режиме неподвижного ротора, а условия обтекания лопастей ротора, находящихся сзади, существенно ухудшаются.

Имеются способы, предусматривающие наличие специального профиля лопастей, которые позволяют создавать подъемную силу при любом направлении вращения [патент РФ № 2369525, МПК В64С 27/22; патент США № 3490720, МПК В64С 3/40]. Однако такие профили имеют относительно низкое аэродинамическое качество вследствие того, что они предназначены для создания подъемной силы при нулевом угле атаки и поэтому имеют большую относительную толщину и ребро на нижней поверхности, создающие большое профильное и индуктивное сопротивление.

Патентом РФ № 2500578, МПК В64С 27/24, защищен способ преобразования винта в неподвижное крыло, при котором предлагается останавливать несущий винт в фазе, обеспечивающей оптимизацию аэродинамической схемы ЛА (крыло прямой или обратной стреловидности). При этом не учитывается тот факт, что с таким преобразованием не только существенно смещается центр давления вперед или назад, но также и характер силовых воздействий на лопасти ротора в горизонтальном полете. Поэтому такая оптимизация не будет абсолютно бесплатной. Она потребует, как минимум, увеличения прочности конструкции ротора. В предлагаемом ротор-крыле ротор предлагается останавливать не в любой точке, а в нескольких разрешенных положениях.

Дополнительным преимуществом, по сравнению с прототипом, является то, что поток от ротор-крыла в режиме вращения направлен не точно вниз, но под некоторым углом к поверхности. Это препятствует попаданию мусора в площадь, ометаемую винтом и, следовательно, в воздухозаборник. Также это позволяет увеличить секундный объем отбрасываемого воздуха и, следовательно, снимать с ротора большую мощность, увеличив нагрузку на ометаемую площадь.

Дополнительно увеличить отдачу на режиме отрыва от земли для предлагаемого ротор-крыла возможно, применив взлет с подъемом носа ЛА. Для этих целей используется момент кабрирования ротора. Обороты ротора доводятся до таких, при которых ЛА отрывает носовую часть на некоторый угол. Поток от вращающегося ротор-крыла становится более параллельным поверхности, что дает возможность увеличить секундный объем отбрасываемого воздуха и снимать максимальную мощность вблизи поверхности земли. Как результат наклона корпуса ЛА, поток от маршевой двигательной установки с ОВТ с отклоненными вниз соплами становится ближе к вертикальному, ее двигатели переводятся во взлетный режим и происходит отрыв всего аппарата с последующим разгоном и выравниванием. Одновременно с переводом маршевой двигательной установки во взлетный режим имеется возможность менять общий шаг ротор-крыла и угол отклонения газовой струи маршевого двигателя для увеличения скороподъемности и балансировки ЛА на требуемом угле подъема.

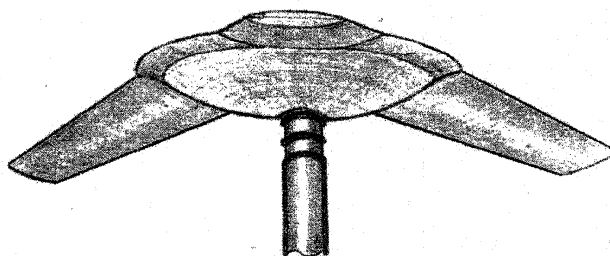
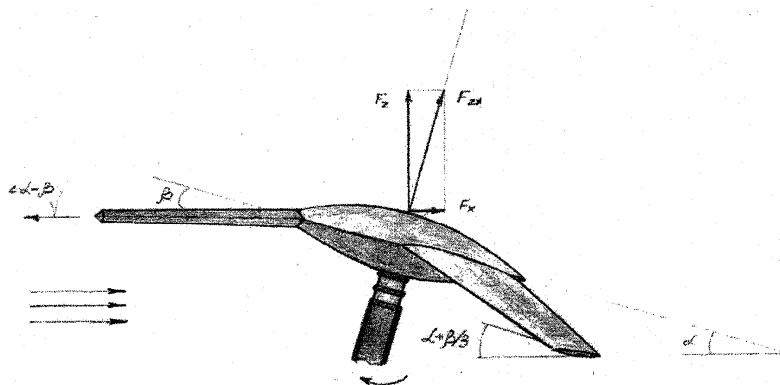
Список первоисточников.

1. Практическая аэродинамика. ВВАУЛ Филиал ВУНЦ ВВС "ВВА им. Проф. Жуковского и Ю. Гагарина", <http://www.svvaul.ru/>.
2. Техническая информация (Обзоры и рефераты по материалам зарубежной печати), № 17, сентябрь 1983 год. Отделение научно-технической информации ЦАГИ.

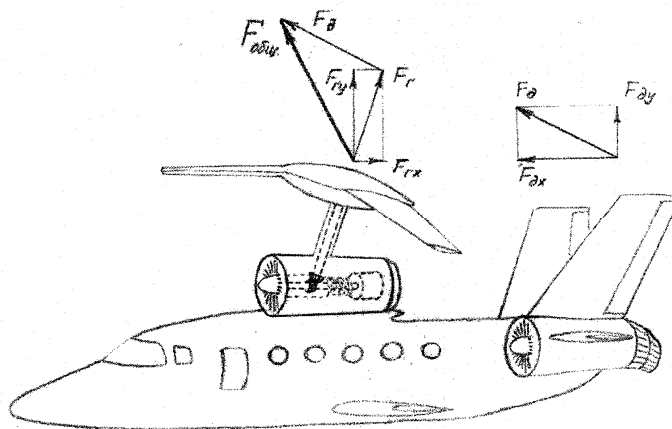
ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Ротор-крыло с тремя, четырьмя или пятью крылообразующими лопастями, снабженное устройством регулирования общего шага лопастей ротора, тормозным и замковым устройствами, устройством управления торможением и раскруткой ротора для преобразования ротор-крыла в статическую стреловидную совокупность аэродинамических поверхностей в неподвижном положении относительно фюзеляжа с расположением лопастей выборочно в нескольких разрешенных азимутальных положениях в диапазоне от 0 до 360° с образованием крылообразующими лопастями асимметричной прямой или обратной Y-образной стреловидности соответствующей угловой величины, формирующей подъемную силу при продольном движении летательного аппарата вперед, отличающееся тем, что конус вращения ротор-крыла направлен своим основанием вниз, плоскость вращения имеет положительный угол атаки при обдуве встречным продольным потоком воздуха, а крылообразующие лопасти имеют преимущественно двояковыпуклый ламинарный чечевицеобразный профиль без геометрической крутки, крепление которых к втулке ротора выполнено бесшарнирным с использованием упругих элементов конструкции, выполненных с возможностью рассеивания энергии маховых движений лопасти в вертикальной и горизонтальной плоскостях, при этом ротор-крыло выполнено с возможностью перехода от режима вращения к неподвижному положению при нулевом угле атаки лопастей относительно конуса вращения, выставляемом устройством регулирования общего шага лопастей ротора, при равномерном либо ускоренном поступательном движении летательного аппарата вперед.

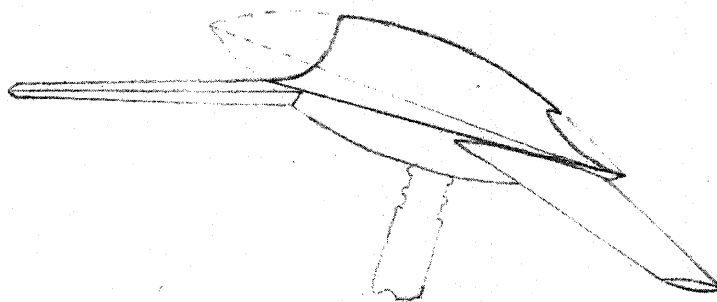
2. Ротор-крыло по п.1, отличающееся тем, что оно имеет развитую аэродинамическую поверхность, образованную центральной втулкой, составляющую более 10% ометаемой ротором площади, преимущественно дискообразной, сводчатой или многоугольной формы, установленную с положительным углом атаки при обдуве встречным продольным потоком воздуха, которая в совокупности с лопастями ротора образует статическую стреловидную совокупность аэродинамических поверхностей при продольном движении летательного аппарата вперед.



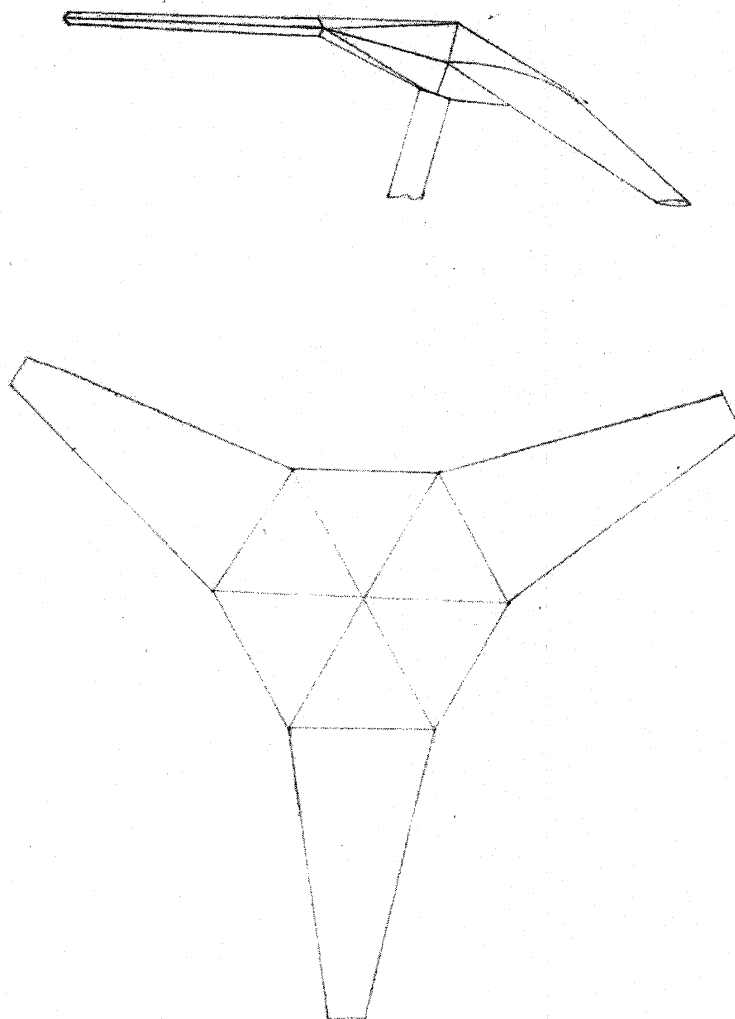
Фиг. 1



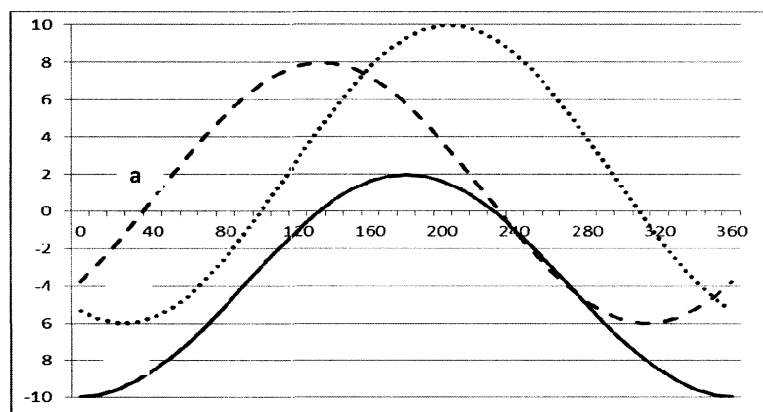
Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4



Зависимость угла взмаха от азимута (эксперимент):

а – для жестких лопастей [1]; **б** – для гибких лопастей [1]; **в** – для предлагаемого ротор-крыла.

Фиг. 5



Евразийская патентная организация, ЕАПВ

Россия, 109012, Москва, Малый Черкасский пер., 2