



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
 ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

*B64C 27/04* (2023.02); *B64C 11/46* (2023.02); *B64C 27/82* (2023.02)

(21)(22) Заявка: 2023100982, 18.01.2023

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
18.01.2023

Дата регистрации:  
11.04.2023

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 18.01.2023

(45) Опубликовано: 11.04.2023 Бюл. № 11

Адрес для переписки:

460052, г. Оренбург, ул. 70 лет ВЛКСМ, 12, кв.  
19, Идельбаев Сайфитдин Хуснетдинович

(72) Автор(ы):

Идельбаев Сайфитдин Хуснетдинович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Идельбаев Сайфитдин Хуснетдинович (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 50976 U1, 27.01.2006. RU 2607687  
C1, 10.01.2017. GB 632065 A, 15.11.1949. RU  
2680214 C1, 18.02.2019. CN 1558853 A, 29.12.2004.

(54) Вертолёт двухроторный с управляемым вектором тяги двигателя

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации, в частности к конструкциям винтокрылых летательных аппаратов. Вертолёт с двумя несущими воздушными винтами содержит фюзеляж, силовую установку с редуктором, размещённые в нижней части фюзеляжа. Воздухозаборник двигателя проходит вокруг несущей оси через фюзеляж до верхней его части с выходом в открытое пространство. Законцовки лопастей верхнего и нижнего винтов механически связаны попарно. Тяги поворота лопастей

верхнего и нижнего роторов механически связаны с общим автоматом перекоса. Реактивный момент роторов уравнивается управляемым вектором тяги двигателя с помощью поворотного сопла двигателя, установленного шарнирно с возможностью поворота при помощи проводки управления для поворота вертолётки вокруг вертикальной оси. Обеспечивается уменьшение габаритов вертолётки, снижение центра массы вертолётки, исключение флаттера, перехлёста лопастей роторов.

RU 2 793 976 C1

RU 2 793 976 C1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.  
*B64C 27/04* (2006.01)  
*B64C 11/46* (2006.01)  
*B64C 27/82* (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC  
*B64C 27/04 (2023.02); B64C 11/46 (2023.02); B64C 27/82 (2023.02)*

(21)(22) Application: **2023100982, 18.01.2023**

(24) Effective date for property rights:  
**18.01.2023**

Registration date:  
**11.04.2023**

Priority:

(22) Date of filing: **18.01.2023**

(45) Date of publication: **11.04.2023** Bull. № 11

Mail address:  
**460052, g. Orenburg, ul. 70 let VLKSM, 12, kv. 19,  
Idelbaev Sajfitdin Khusnetdinovich**

(72) Inventor(s):

**Idelbaev Saifitdin Khusnetdinovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Idelbaev Saifitdin Khusnetdinovich (RU)**

(54) **TWIN-ROTOR HELICOPTER WITH ENGINE THRUST VECTOR CONTROL**

(57) Abstract:

FIELD: aviation; designs of rotary-wing aircraft.

SUBSTANCE: helicopter with two main propellers contains a fuselage, a power unit with a gearbox, located in the lower part of the fuselage. The engine air intake passes around the bearing axis through the fuselage to its upper part with access to open space. The tips of the blades of the upper and lower propellers are mechanically connected in pairs. The blade turning rods of the upper and lower rotors are mechanically

connected to a common swashplate. The reaction moment of the rotors is balanced by the controlled thrust vector of the engine using a rotary engine nozzle, mounted pivotally with the ability to rotate using control wiring to rotate the helicopter around a vertical axis.

EFFECT: reduced size of the helicopter, reduction of the centre of gravity of the helicopter, exclusion of flutter, overlapping of the rotor blades.

1 cl

**RU 2 793 976 C1**

**RU 2 793 976 C1**

Изобретение относится к области авиации, в частности, к конструкциям вертолетов. Существует ряд основных конструктивных схем компенсации реактивного момента и управления вертолѐта с использованием как единственного, так и нескольких несущих винтов. Реактивные моменты в схемах с двумя несущими винтами взаимно компенсируются синхронным разнонаправленным вращением двух винтов. Существуют соосные, продольные и поперечные схемы расположения несущих винтов, и их комбинирование. Общим преимуществом таких схем является отсутствие потерь мощности на компенсацию реактивного момента. Соосный несущий винт был известен задолго до идеи создания вертолѐта с рулевым винтом: так, в 1754 году «отец российской науки» Михаил Ломоносов предложил использовать для подъѐма метеорологического зонда механизм с соосными винтами, который приводился в движение с помощью заводной пружины. • Первый патент на соосное расположение несущих винтов летательного аппарата был выдан в 1859 году англичанину Генри Брайту. • Во Франции Потон де-Амеркур в 1860 году построил модель вертолѐта соосной схемы с паровым двигателем. • Игорь Сикорский делал свои первые шаги в вертолетостроении в 1900 году именно с прототипов беспилотных вертолѐтов с соосным винтом. • В 1914 году датчанин Якоб Еллекхаммер спроектировал свой соосный вертолет. • В Австрии Стефан Петроци построил несколько соосных беспилотных вертолѐтов с электромоторами в течение 1917—1920 гг. Вертолет мог находиться только в режиме висения. • Аргентинец Рауль Пескара построил соосный вертолѐт в 1919—1920 гг.; вертолѐт имел 4 винта, в противоположные стороны вращались пары винтов, соединѐнные по типу биплана. В начале 1920-х Рауль Пескара работал над вертолетом соосной схемы, в котором впервые применил для управления вертолѐтом автомат перекоса. • В 1930 году итальянец Corradino d'Ascanio построил соосный вертолет, управление на котором осуществлялось с помощью серволопастей, аналогичное решение используется на Kaman HH-43 Huskie. • В течение 1930—1936 годов был построен первый соосный вертолѐт с автоматами перекоса, он был построен французами Луи Бреге и Рене Дораном. Первым полностью управляемым стал вертолет Лабораторный гироплан, построенный Луи Шарлем Бреге и Рене Дораном в 1936 году. • Американец Стенли Хиллер в 1944 году построил первый соосный вертолѐт ХН44 с полностью металлическими сверхжѐсткими стальными лопастями.

• В СССР вертолет Яковлева впервые поднялся в воздух 20 декабря 1947 года, а вертолѐт Камова Ка-8 — 12 ноября 1947 года. Однако, именно для конструкторского бюро Камова соосная схема стала основной, по сей день вертолѐты Камова — единственные в мире вертолѐты с соосной схемой, выпускаемые серийно. Достоинства соосной схемы: • минимальные габаритные размеры, так как лопасти соосных винтов короче несущих лопастей вертолѐтов с рулевым винтом схожего класса; • компактность трансмиссии. Практически вся трансмиссия расположена вдоль одного вала; • сравнительная простота управления. Все органы управления расположены рядом с трансмиссией, причѐм при совершении манѐвров не затрачивается дополнительная мощность от двигателей; • лучшая устойчивость при прямолинейном движении на большой скорости вследствие уменьшения вибраций; • меньшее число критически уязвимых узлов, таких как хвостовая балка и рулевой винт одновинтовых вертолетов; • большая по сравнению с традиционной схемой тяговооружѐнность — минимум на 20 % на режиме висения. Нет потери мощности на рулевой винт; • аэродинамическая симметрия схемы. Аппарат соосной схемы может совершать полет в любом направлении практически с одинаковой эффективностью; • уменьшение вибраций, чему способствуют меньшие размеры несущих винтов; • безопасность для обслуживающего персонала.

Отсутствие хвостового винта уменьшает вероятность травм. Недостатки: Вертолёт соосной схемы имеет большие габариты по высоте. Сложная конструкция редуктора с выходными валами на две оси, два автомата перекоса повышают стоимость производства, ремонта и технического обслуживания. Встречно вращающиеся лопасти несущих винтов, допускают их перехлест, разрушение и гибель вертолёт. Вертолёты с расположением силовой установки и редуктора наверху фюзеляжа за счёт высокого расположения центра массы переворачиваются при посадке на воду. Целью изобретения являются понижение центра массы вертолёт, уменьшение габаритов вертолёт, упрощение конструкции редуктора вертолёт, компенсация реактивного момента роторов управляемым вектором тяги двигателя, исключение флаттера и перехлёста лопастей роторов, отбор воздуха двигателем от верхней точки фюзеляжа, для исключения попадания посторонних предметов в двигатель. Два несущих воздушных винта (ротора), размещённых на общей вертикальной оси, вращают в одном направлении. Силовую установку с редуктором располагают в нижней части фюзеляжа для понижения центра массы вертолёт, что исключает переворот вертолёт при посадке на воду.

Воздухозаборник двигателя проходит вокруг несущей оси через фюзеляж до верхней его части с выходом в открытое пространство. Такое техническое решение позволяет производить отбор воздуха для двигателя с верхней части фюзеляжа, что исключает попадание посторонних предметов в двигатель и его пылевое загрязнение. Мощность от силовой установки вертолёт для привода роторов передаётся через редуктор с одним выходным валом, проходящим через фюзеляж. Для управления лопастями обоих роторов используют один общий автомат перекоса механически связанный с лопастями верхнего ротора и с лопастями нижнего ротора попарно. Законцовки лонжеронов лопастей верхнего и нижнего роторов попарно механически связаны. Такое техническое решение исключает флаттер и перехлест лопастей роторов, разрушение которых приводит к гибели вертолёт. Схема вертолёт с двумя роторами на общей оси, вращающихся в одном направлении, позволяют увеличить подъёмную силу несущих воздушных винтов при меньшем диаметре роторов, уменьшить габариты вертолёт по высоте за счёт уменьшения расстояния между роторами. Использование в предложенной конструкции редуктора с выходным валом на одну ось, одного автомата перекоса упрощает конструкцию, удешевляет его производство, ремонт и техническое обслуживание. Реактивный момент роторов уравнивается управляемым вектором тяги двигателя с помощью поворотного сопла двигателя, установленного шарнирно с возможностью поворота при помощи проводки управления для поворота вертолёт вокруг вертикальной оси.

#### (57) Формула изобретения

Вертолёт двухроторный с управляемым вектором тяги двигателя, состоящий из фюзеляжа, силовой установки с редуктором, размещённых в нижней части фюзеляжа, двух роторов, вращающихся в одном направлении вокруг общей оси, законцовки лопастей роторов механически связаны попарно: верхняя с нижней, тяги поворота лопастей верхнего и нижнего роторов механически связаны с общим автоматом перекоса, отличающийся тем, что воздухозаборник двигателя проходит вокруг несущей оси через фюзеляж до верхней его части с выходом в открытое пространство, реактивный момент роторов уравнивается управляемым вектором тяги двигателя с помощью поворотного сопла двигателя, установленного шарнирно с возможностью поворота при помощи проводки управления для поворота вертолёт вокруг

вертикальной оси.

5

10

15

20

25

30

35

40

45