



(19) **RU** <sup>(11)</sup> **2 063 364** <sup>(13)</sup> **C1**  
(51) МПК<sup>6</sup> **B 64 C 1/16, 5/06**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО  
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 93057562/11, 29.12.1993  
(46) Дата публикации: 10.07.1996  
(56) Ссылки: Патент США N 4030688, кл. В 64 С 3/08, 1977.

(71) Заявитель:  
Каримов Альтаф Хуснимарзанович,  
Петров Альберт Васильевич,  
Соколова Алла Николаевна,  
Шаталов Игорь Алексеевич,  
Орестов Игорь Александрович  
(72) Изобретатель: Каримов Альтаф  
Хуснимарзанович,  
Петров Альберт Васильевич, Соколова Алла  
Николаевна, Шаталов Игорь  
Алексеевич, Орестов Игорь  
Александрович, Грязнов Лев Алексеевич  
(73) Патентообладатель:  
Каримов Альтаф Хуснимарзанович,  
Петров Альберт Васильевич,  
Соколова Алла Николаевна,  
Шаталов Игорь Алексеевич,  
Орестов Игорь Александрович

(71) Заявитель (прод.):  
Грязнов Лев Алексеевич

(73) Патентообладатель (прод.):  
Грязнов Лев Алексеевич

(54) КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

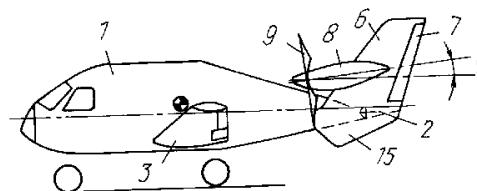
(57) Реферат:

Изобретение относится к области самолетостроения, в частности к легкой авиации общего назначения.

Настоящим изобретением решается задача уменьшения оmyиваемой поверхности при заданном объеме фюзеляжа и приемлемом сопротивлении и, как следствие, снижение массы конструкции и повышение компоновочных качеств.

Конструкция самолета включает фюзеляж, в хвостовой части плавно сопряженный с поверхностью руля высоты, крыло, две кили, расположенные в задней части фюзеляжа по обеим сторонам руля высоты, и силовую установку, включающую в себя два двигателя, расположенных по обе стороны фюзеляжа выше плоскости крыла, при этом кили установлены наклонно по отношению к

вертикальной плоскости симметрии самолета и имеют несимметричный профиль с большей кривизной по наружной относительно вертикальной плоскости симметрии самолета поверхности, двигатели установлены на киях, крыло расположено в нижней части фюзеляжа, удлинение которого составляет 4,0 °С 4,5, а отношение квадрата размаха крыла к площади оmyиваемой поверхности самолета не менее 2,0. 8 з.п. ф-лы, 8 ил. 1



Фиг. 1



(19) **RU** <sup>(11)</sup> **2 063 364** <sup>(13)</sup> **C1**

(51) Int. Cl.<sup>6</sup> **B 64 C 1/16, 5/06**

RUSSIAN AGENCY  
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 93057562/11, 29.12.1993

(46) Date of publication: 10.07.1996

(71) Applicant:  
Karimov Al'taf Khusnimarzanovich,  
Petrov Al'bert Vasil'evich,  
Sokolova Alla Nikolaevna,  
Shatalov Igor' Alekseevich,  
Orestov Igor' Aleksandrovich

(72) Inventor: Karimov Al'taf Khusnimarzanovich,  
Petrov Al'bert Vasil'evich, Sokolova Alla  
Nikolaevna, Shatalov Igor' Alekseevich, Orestov  
Igor' Aleksandrovich, Grjaznov Lev Alekseevich

(73) Proprietor:  
Karimov Al'taf Khusnimarzanovich,  
Petrov Al'bert Vasil'evich,  
Sokolova Alla Nikolaevna,  
Shatalov Igor' Alekseevich,  
Orestov Igor' Aleksandrovich

(71) Applicant (cont.):  
Grjaznov Lev Alekseevich

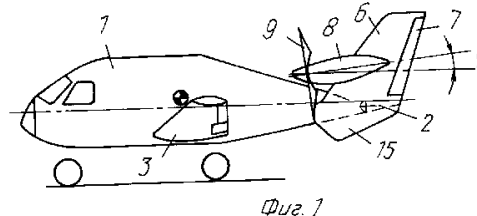
(73) Proprietor (cont.):  
Grjaznov Lev Alekseevich

(54) **AEROPLANE STRUCTURE**

(57) Abstract:

FIELD: manufacture of aeroplanes; general-purpose light aviation. SUBSTANCE: aeroplane structure includes fuselage smoothly engageable with surface of elevator in rear portion, wing, two fins located in rear fuselage on either side of elevator and power plant which consists of two engines located on either side of fuselage above plane of wing; fins are installed at inclination relative to vertical plane of symmetry of aeroplane; fins have unsymmetrical profile at larger curvature over outer surface relative to vertical plane of symmetry of aeroplane. Engines are mounted on fins. Wing is located in rear

fuselage. Wing aspect ratio ranges from 4.0 to 4.5. Wing span square to exposed surface area ratio is no less than 2.0. EFFECT: reduction of exposed surface at preset volume of fuselage and acceptable drag; reduction of mass and improved arrangement properties. 9 cl, 8 dwg



RU 2 0 6 3 3 6 4 C 1

RU 2 0 6 3 3 6 4 C 1

Изобретение относится к области самолетостроения, в частности к легкой авиации общего назначения.

Известна конструкция легкого самолета по патенту США N 4030688, кл. 244-13, опубл. 1977 (фиг. 1 7), содержащая фюзеляж, в хвостовой части плавно сопряженный с поверхностью руля высоты, крыло, два киля, расположенные в задней части фюзеляжа по обеим сторонам руля высоты, и силовую установку, включающую в себя два двигателя, расположенных по обе стороны фюзеляжа выше плоскости крыла. При этом фюзеляж в известной конструкции имеет дельтавидную форму в плане, кили установлены вертикально, двигатели размещены на пилонах, закрепленных на фюзеляже, а в передней части фюзеляжа имеется горизонтальное оперение (схема "утка"). Известная конструкция позволяет обеспечить в легком самолете комфортные условия размещения крупногабаритных грузов за счет наличия широкого фюзеляжа с сохранением приемлемых летных качеств самолета вследствие использования несущих свойств фюзеляжа и выполнения руля высоты, сопряженного с фюзеляжем.

Однако дельтавидная форма фюзеляжа имеет достаточно большую оmyваемую поверхность, что отрицательно сказывается на аэродинамическом качестве самолета в целом. При этом крепление двигателей к фюзеляжу снижает комфортность в пассажирской кабине вследствие неизбежно возникающих при работе двигателей шума и вибрации, а также приводит к росту площади оmyваемой поверхности и к увеличению массы фюзеляжа из-за необходимого в этом случае усиления его конструкции.

Настоящим изобретением решается задача уменьшения оmyваемой поверхности при заданном объеме фюзеляжа и приемлемом сопротивлении и, как следствие, снижение массы конструкции и повышение компоновочных качеств.

Данная задача решается за счет того, что в конструкции самолета, содержащей фюзеляж, в хвостовой части плавно сопряженный с поверхностью руля высоты, крыло, два киля, расположенные в задней части фюзеляжа по обеим сторонам руля высоты, и силовую установку, включающую в себя два двигателя, расположенных по обе стороны фюзеляжа выше плоскости крыла, кили установлены наклонно наружу по отношению к вертикальной плоскости симметрии самолета и имеют несимметричный профиль с большей кривизной на наружной относительно вертикальной плоскости симметрии самолета поверхности, двигатели установлены на киях, а крыло расположено в нижней части фюзеляжа, при этом удлинение фюзеляжа находится в пределах от 4,0 до 4,5, а отношение квадрата размаха крыла к площади оmyваемой поверхности самолета не менее 2,0.

Расположение двигателей на киях способствует уменьшению площади оmyваемой поверхности и снижает уровень шума в пассажирской кабине. При этом наклонная установка килей и указанный несимметричный их профиль способствуют компенсации пикирующего момента как от тяги двигателей, так и от выпущенной

механизации крыла при взлете и, кроме того, позволяет использовать рули направления в качестве дополнительных средств компенсации пикирующего момента при взлете в случае их отклонения в разные стороны. Это позволяет отказаться от необходимости в наличии переднерасположенного горизонтального оперения. Расположение двигателей на наклонных киях обуславливает и расположение крыла в нижней части фюзеляжа для обеспечения защиты винтов от повреждения при взлете-посадке. Кроме того, указанное расположение и выполнение килей позволяет уменьшить размах руля высоты, поверхность которого плавно сопряжена с поверхностью хвостовой части фюзеляжа, таким образом давая возможность придания фюзеляжу формы, наиболее благоприятной с точки зрения величины внутреннего объема при меньшей в сравнении с известной конструкцией площади оmyваемой поверхности.

Предложенная конструкция самолета может содержать силовую установку с тянущими винтами, а двигатели могут быть выполнены как газотурбинными, так и внутреннего сгорания. В последнем случае радиаторы систем охлаждения и смазки двигателей расположены в передних частях килей, которые могут иметь нулевую стреловидность от оснований до гондол двигателей. Винты силовой установки могут располагаться в кольцах, а оси двигателей располагаться под углом  $\varphi$   $-2^{\circ}$   $^{\circ}\text{C}$   $-6^{\circ}$  к продольной оси самолета. Кроме того, на нижней поверхности фюзеляжа по обеим сторонам руля высоты установлены два подфюзеляжных гребня.

На фиг. 1 изображен общий вид самолета, вид сбоку; на фиг. 2- то же, вид в плане; на фиг.3 то же, вид спереди; на фиг.4 изображена хвостовая часть самолета, вид сбоку; на фиг.5 сечение по А-А на фиг.4; на фиг.6 сечение по Б-Б на фиг. 4; на фиг.7 сечение по В-В на фиг.4; на фиг.8 изображен вариант выполнения хвостовой части самолета с расположением винтов в кольцах, вид сбоку.

Конструкция самолета (фиг. 1- 3) содержит фюзеляж 1, плавно переходящий в руль высоты 2, низкорасположенное крыло 3, оснащенное элеронами 4 и закрылками 5. Два киля 6 установлены в хвостовой части фюзеляжа наклонно наружу по отношению к вертикальной плоскости симметрии самолета по обеим сторонам руля высоты 2 и имеют несимметричный профиль с большей кривизной на наружной относительно вертикальной плоскости симметрии самолета поверхности (фиг.5), на киях имеются рули направления 7. Силовая установка самолета состоит из двух двигателей 8, размещенных на киях 6 и снабженных тянущими винтами 9, которые могут быть расположены в кольцах 10 (фиг.8). Оси двигателей 8 расположены под отрицательным углом в вертикальной плоскости относительно продольной оси самолета ( $\varphi = -2^{\circ}$   $^{\circ}\text{C}$   $-6^{\circ}$ ). Двигатели 8 могут быть как газотурбинными, так и внутреннего сгорания. При использовании двигателей внутреннего сгорания с жидкостным охлаждением радиаторы 11 и 12 системы охлаждения и смазки каждого из двигателей 8 располагаются в передней части килей 6 и

имеют профилированные входные и выходные устройства 13 и 14, соответственно (фиг. 6). С точки зрения удобства размещения радиаторов 11 и 12 передняя кромка каждого из килей 6 от фюзеляжа до мотогондолы может быть выполнена с нулевой стреловидностью. В нижней хвостовой части фюзеляжа 1 по краям руля высоты 2 могут быть установлены вертикальные подфюзеляжные гребни 15, выполняющие функцию концевых шайб руля высоты 2 и повышающие эффективность руля высоты при отклонении его вниз (фиг. 4, 7). Форма фюзеляжа 1 определяется соотношениями: удлинение в пределах от 4,0 до 4,5 и отношение квадрата размаха крыла к площади оmyаемой поверхности самолета не менее 2,0. Выбор указанных соотношений обусловлен требованием получения оптимального сочетания компоновочных (внутренний объем, ширина) и аэродинамических (лобовое сопротивление, несущие свойства) параметров фюзеляжа.

В процессе эксплуатации при осуществлении взлета или посадки для увеличения подъемной силы крыла 3 выпускаются закрылки 5, что приводит к возникновению пикирующего момента от выпущенных закрылков. Для компенсации этого момента руль высоты 2 и рули направления 7 отклоняются вверх. Той же цели служит и несимметричная профилировка килей 6, а также продольной профиль фюзеляжа 1. Для уменьшения пикирующего момента, возникающего вследствие размещения двигателей 8 на кильях (выше центра тяжести самолета) оси двигателей наклонены на отрицательный угол в вертикальной плоскости относительно продольной оси самолета, составляющий  $-2^{\circ}$   $\circ$ С  $-6^{\circ}$ . Размещение двигателей на кильях, кроме повышения комфортности в пассажирской кабине и уменьшения оmyаемой поверхности из-за отсутствия пилонов, позволяет в случае применения двигателей внутреннего сгорания разместить радиаторы систем охлаждения и смазки в передних частях килей, что повышает эффективность охлаждения вследствие создания принудительного потока воздуха через радиаторы. Указанный поток воздуха возникает за счет того, что входное устройство 13 расположено в передней кромке киля, т.е. в зоне повышенного давления, а выходное устройство 14 на боковой поверхности киля, имеющей большую кривизну, т.е. в зоне разряжения (фиг. 6).

Предложенная конструкция самолета позволяет по расчетам реализовать в размерности легкого самолета (например, двенадцатиместного) уровень комфорта, свойственный самолетам традиционной компоновки, вмещающим 40 -50 пассажиров (типа АН 24), при сохранении весовых и аэродинамических характеристик, присущих легким самолетам. ЫЫЫ2 ЫЫЫ4 ЫЫЫ6

#### Формула изобретения:

1. Конструкция самолета, содержащая фюзеляж, в хвостовой части плавно сопряженный с поверхностью руля высоты, крыло, два киля, расположенные в задней части фюзеляжа по обеим сторонам руля высоты, и силовую установку, включающую в себя два двигателя, расположенных по обе стороны фюзеляжа выше плоскости крыла, отличающаяся тем, что кили установлены наклонно наружу по отношению к вертикальной плоскости симметрии самолета и имеют несимметричный профиль с большей кривизной на наружной относительно вертикальной плоскости симметрии самолета поверхности, двигатели установлены на кильях, а крыло расположено в нижней части фюзеляжа, при этом удлинение фюзеляжа находится в пределах от 4,0 до 4,5, а отношение квадрата размаха крыла к площади оmyаемой поверхности самолета не менее 2.

2. Конструкция по п.1, отличающаяся тем, что силовая установка содержит двигатели с тянущими винтами.

3. Конструкция по пп.1 и 2, отличающаяся тем, что двигатели выполнены газотурбинными.

4. Конструкция по п.2, отличающаяся тем, что двигатели выполнены в виде двигателей внутреннего сгорания.

5. Конструкция по п.4, отличающаяся тем, что радиаторы систем охлаждения и смазки двигателей расположены в передних частях килей.

6. Конструкция по п.5, отличающаяся тем, что передние кромки килей имеют нулевую стреловидность от основания киля до гондолы двигателя.

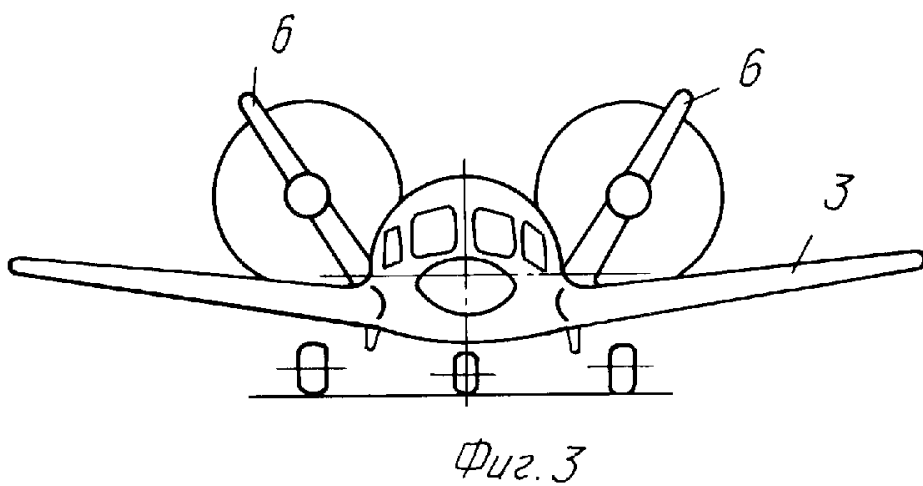
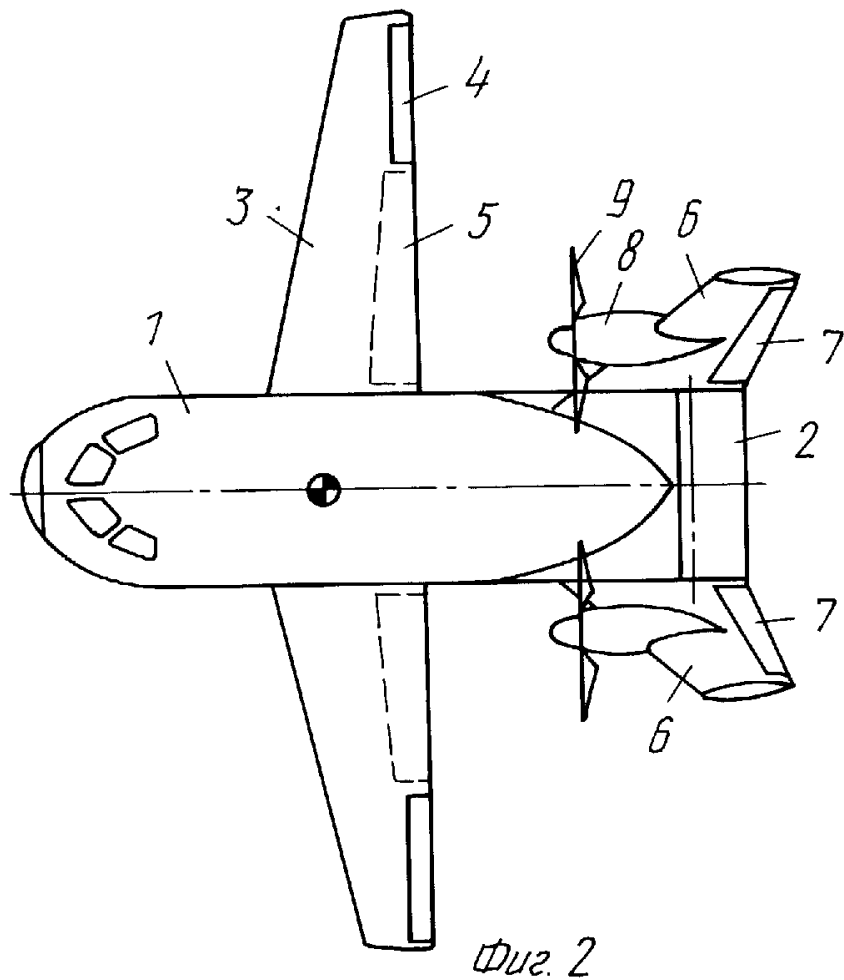
7. Конструкция по п.1, отличающаяся тем, что двигатели расположены под углом к продольной оси самолета.

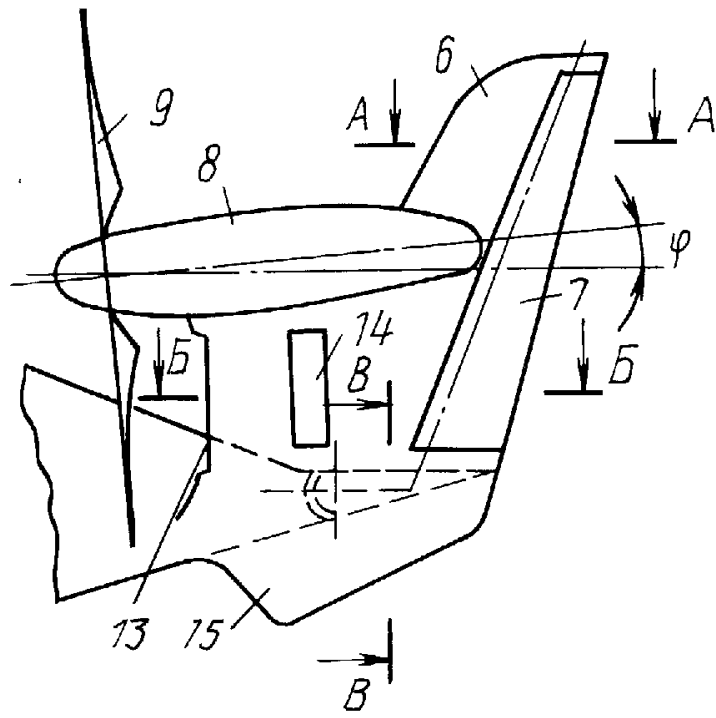
8. Конструкция по п.2, отличающаяся тем, что винты расположены в кольцах.

9. Конструкция по п.1, отличающаяся тем, что на нижней поверхности фюзеляжа по обеим сторонам руля высоты установлены два подфюзеляжных гребня.

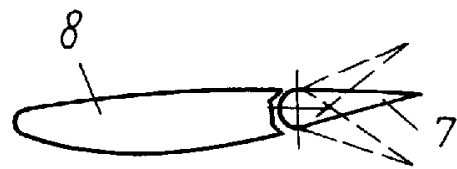
55

60

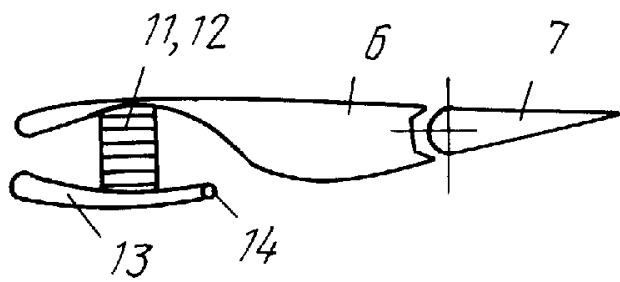




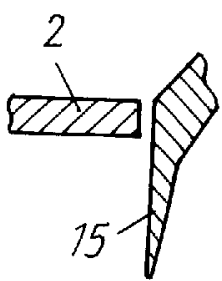
Фиг. 4



Фиг. 5

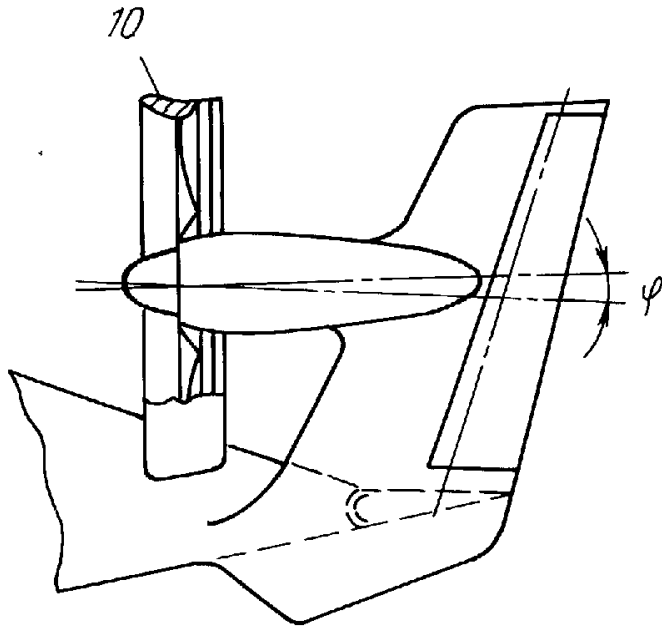


Фиг. 6



Фиг. 7

RU 2063364 C1



Фиг. 8

RU 2063364 C1