

ČESKOSLOVENSKÁ
SOCIALISTICKÁ
REPUBLIKA
(19)



ÚŘAD PRO VYNÁLEZY
A OBJEVY

POPIS VYNÁLEZU K AUTORSKÉMU OSVĚDČENÍ

(61)

(23) Výstavní priorita
(22) Přihlášeno 24 10 79
(21) (PV 7271-79)
(89) 764 275, SU
(32)(31)(33) Právo přednosti od 02 11 78
(2681352/40) SU

(40) Zveřejněno 30 10 81
(45) Vydáno

-9 IV 84

(11) **217 151**
B1

(51) Int. Cl.³ B 64 C 3/14

(75)
Autor vynálezu

JAKOVLEV ALEXANDR ALEXANDROVIČ,
KONDRATĚV VJAČESLAV PETROVIČ,
VIRJAČEV JURIJ NIKOLAJEVIČ,
FROLIŠEV BORIS NIKOLAJEVIČ,

MOSKVA (SU)

(54)

Letoun

Cílem vynálezu je zvýšení manévrovacích schopností sportovního letadla při vykonávání poloh přímé a zpětné pilotáže.

Letoun se skládá z hnacího zařízení, křídla ze symetrických profilů, hřbetu uloženého pod trupem, vodorovné a svislé ocasní plochy. Liší se od známých letadel tím, že symetrický profil křídla je vykonán s rádiusem špičky, který se rovná $(3-5\%)B$ a relativní silou, rovnající se $(15-20\%)B$. Směrové kormidlo je prodlouženo za spodní obvod trupu ve výšce, která se rovná $(0,25-0,50)H_B$ a pracuje vzájemně se hřbetem uloženým pod trupem. Vektor tahu motoru, vodorovné ocasní plochy a tetiva křídla jsou umístěny v jedné rovině, procházející přes základní rovinu trupu, kde je B - místní tetiva a H_B - výška směrovacího kormidla k základní rovině trupu. Létacího stroje může být využito při projektování, např. sportovně-akrobatických letadel.

ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К АВТОРСКОМУ СВИДЕТЕЛЬСТВУ

Заявлено: 2.II.78 Заявка: № 2681552/40-23

Авторы изобретения: Яковлев А.А., Кондратьев В.П.,
Вирячев Ю.Н., Фролищев Б.Н.Заявитель: Яковлев А.А., Кондратьев В.П., Вирячев Ю.Н.
и Фролищев Б.Н.

Название изобретения: "Спортивный самолет"

Предлагаемое изобретение относится к области авиационной техники, точнее, к спортивно-акробатическим самолетам.

Известны спортивные самолеты, содержащие крылья с набором несимметричных профилей, которые имеют умеренный радиус носка $H=1-2\%$ и относительную толщину $C_{max}=9-14\%$ В, где В - местная хорда крыла. Крыло расположено на фюзеляже в схеме низкоплана, горизонтальное оперение - выше плоскости хорд крыла, а вертикальное оперение - только над верхней поверхностью фюзеляжа (№ и 2).

Аэродинамическая компоновка таких самолетов обладает пониженными маневренными свойствами при выполнении фигур прямого и, особенно, обратного пилотажа из-за возникновения в области умеренных углов атаки срыва потока с поверхностью крыла, элеронов и попадания следа потока от крыла на хвостовое оперение.

Целью изобретения является повышение маневренных свойств самолета при выполнении фигур прямого и, особенно, обратного пилотажа.

Сущность изобретения заключается в том, что на са-

молете плоскости хорд крыла и горизонтального оперения и вектор тяги двигателя размещены в одной горизонтальной плоскости, проходящей через строительную горизонталь фюзеляжа, крыло выполнено симметричной формы с толщиной профиля $(0,25-0,05)B$, а руль направления продлен за нижний обвод фюзеляжа на высоту, равную $(0,25-0,50)H_B$, на котором установлен соответствующий подфюзеляжный гребень, где:

B - местная хорда крыла,

H_B - высота руля направления над строительной горизонталью.

Конструкция поясняется чертежами.

На фиг.1 схематично показан спортивный самолет, вид сбоку, на фиг.2 - то же, вид сверху, на фиг.3 - профиль крыла с элероном.

Предлагаемый спортивный самолет включает крыло 1, горизонтальное оперение 2, руль направления вертикального оперения 3, фюзеляж 4, силовую установку 5, рули высоты 7, подфюзеляжный гребень 8 и шасси 9.

Крыло 1 выполнено из симметричных профилей 10 с радиусом носка равным $(0,03 - 0,05)B$ и относительной толщиной, равной $(0,15-0,20)B$, где B - местная хорда крыла.

Плоскость хорд 11 крыла 1 и плоскость хорд 12 горизонтального оперения 2 и вектор тяги силовой установки 5 проходят через строительную горизонталь 13 фюзеляжа 4.

Руль направления 3 продлен за обвод фюзеляжа 4 на высоту, равную $(0,25-0,50)H_B$, где H_B - высота руля направления над строительной горизонталью.

Данный самолет может быть использован при проектировании спортивно-акробатических самолетов.

Предлагаемая аэродинамическая компоновка самолета позволяет существенно повысить маневренные свойства при выполнении фигур прямого и обратного пилотажа, особенно, благодаря затягиванию возникновения срыва потока до больших углов атаки и устранению возможности попадания его

на горизонтальное и вертикальное оперения.

Кроме того, на выполнение фигур прямого и обратного пилютажа на предлагаемом самолете затрачивается значительно меньше времени, что позволяет выполнить за нормативное время большее количество фигур и иметь потенциальные возможности для появления новых фигур.

Формула изобретения

Спортивный самолет, содержащий фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперения и органы управления, отличающийся тем, что, с целью повышения маневренных свойств при выполнении фигур прямого и обратного пилотажа, на нем плоскости хорд крыла и горизонтального оперения и вектор тяги двигателя размещен в одной горизонтальной плоскости, проходящей через строительную горизонталь фюзеляжа, крыло выполнено симметричной формы с толщиной профиля $(0,15-0,20)B$ и с радиусом носка $(0,03-0,05)B$, а руль направления продлен за нижний обвод фюзеляжа на высоту, равную $(0,25-0,50)H_B$, на котором установлен соответствующий подфюзеляжный гребень, где:

B - местная хорда крыла,

H_B - высота руля направления над строительной горизонталью.

АННОТАЦИЯ

Спортивный самолет

Предлагаемый самолет относится к области авиационной техники, точнее, к спортивно-акробатическим самолетам.

Цель изобретения - повышение маневренных свойств при выполнении фигур прямого и обратного пилотажа.

Спортивный самолет содержит фюзеляж, крыло, горизонтальное оперение и органы управления.

Предлагаемый самолет отличается от известных тем, что на нем плоскости хорд крыла и горизонтального оперения и вектор тяги двигателя размещены в одной горизонтальной плоскости, проходящей через строительную горизонталь фюзеляжа. Крыло выполнено симметричной формы с толщиной профиля $(0,15-0,20)B$ и радиусом носка равным $(0,03-0,05)B$. Руль направления продлен за нижний обвод фюзеляжа на высоту, равную $(0,25-0,50)H_B$, на котором установлен соответствующий подфюзеляжный гребень, где:

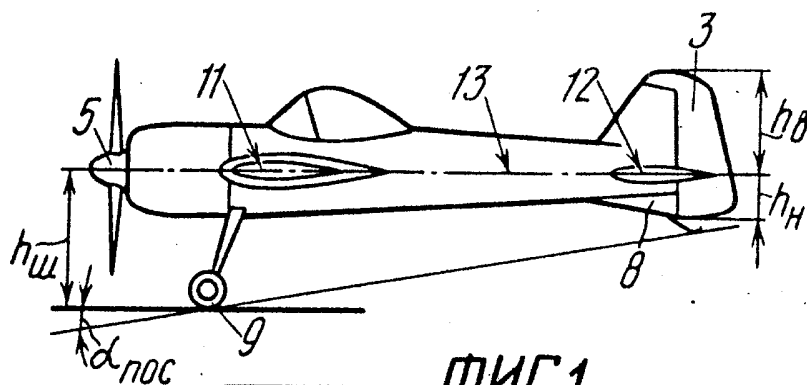
B - местная хорда крыла,

H_B - высота руля направления над строительной горизонталью.

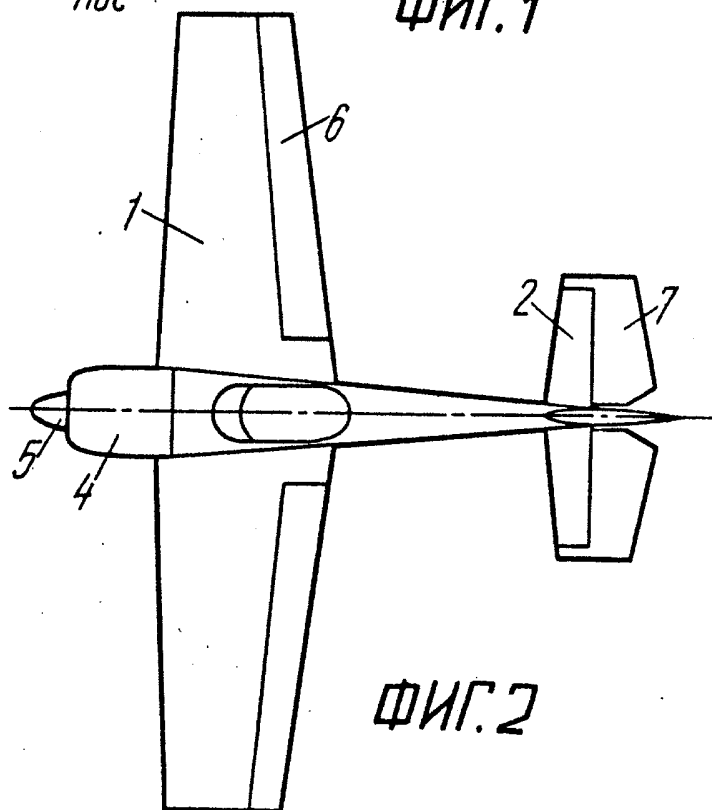
P Ř E D M Ě T V Y N Á L E Z U

Letoun, skládající se z hnacího zařízení, křídla ze symetrických profilů, hřbetu uloženého pod trupem, vodorovné a svislé ocasní plochy, se vyznačuje tím, že za účelem zvýšení manévrovacích schopností letounu při vykonávání poloh přímé a zpětné pilotáže je symetrický profil křídla vytvořen s rádiusem špičky (), který se rovná $(3 \text{ až } 5 \%) B$ a relativní tloušťka ($C_{\max}$), rovnající se $(15 \text{ až } 20 \%) B$, a směrové kormidlo (3) svislé ocasní plochy je prodlouženo za spodní obvod trupu (4) ve výšce, která se rovná $(0,25 \text{ až } 0,5) H_B$ a je v součinnosti se hřbetem uloženým pod trupem (8), přičemž vektor tahu motoru (5), vodorovné ocasní plochy (2) a tětíva (11) křídla (1) jsou umístěny v jedné rovině, procházející přes základní rovinu (13) trupu (4), kde je B - místní tětíva (11) křídla (1) a H_B - výška směrového kormidla (3) k základní rovině trupu (4).

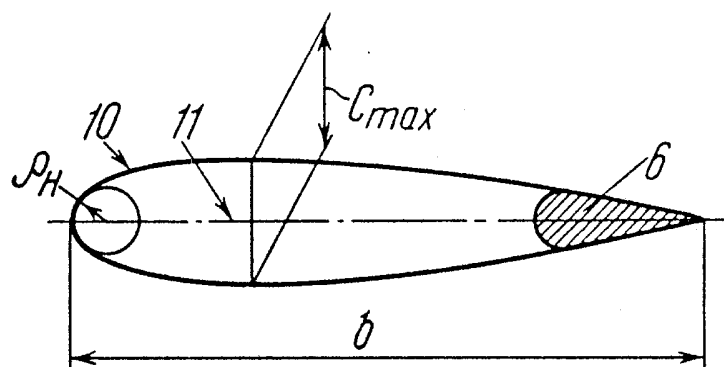
Uznáno vynálezem na základě výsledků expertizy, provedené Státním výborem pro vynálezy a objevy SSSR, Moskva, SU.



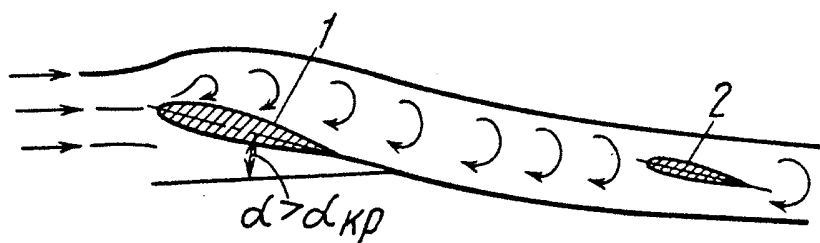
ФИГ. 1



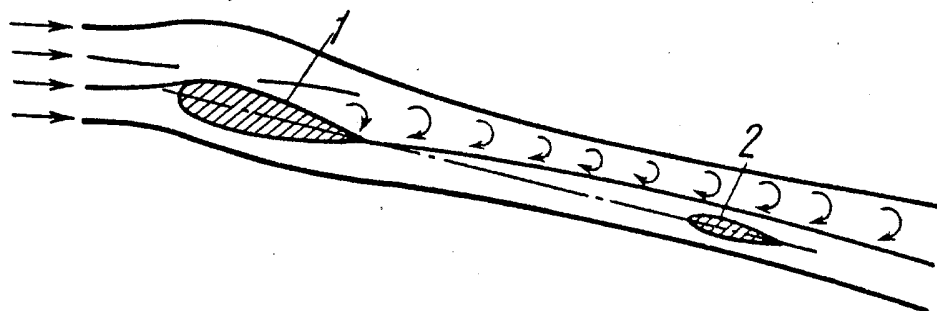
ФИГ. 2



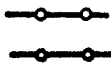
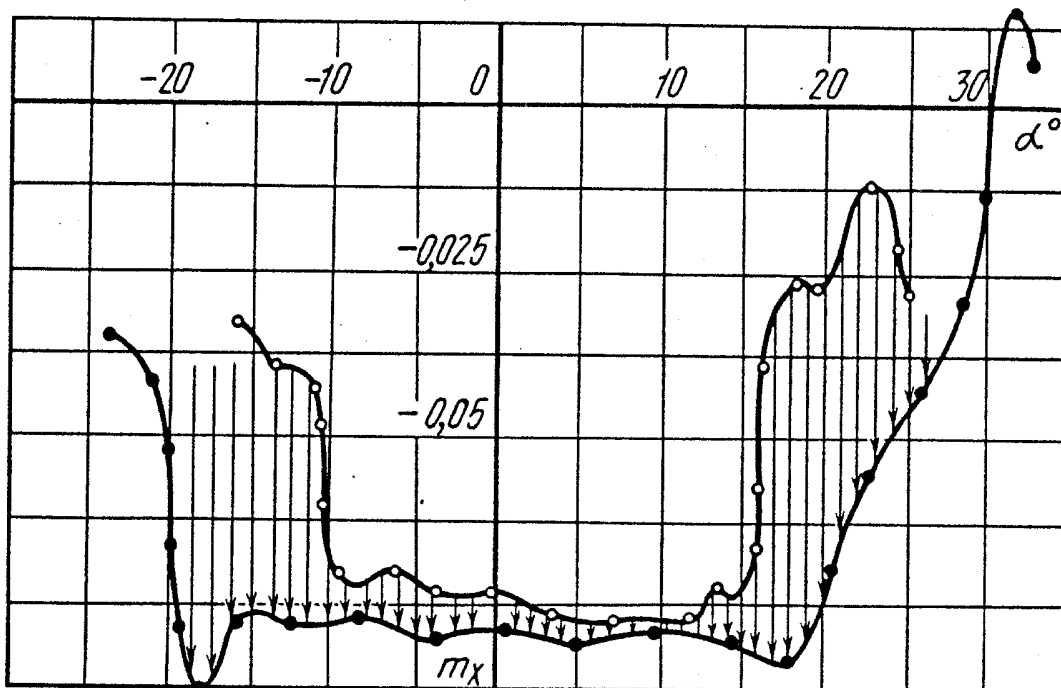
ФИГ. 3



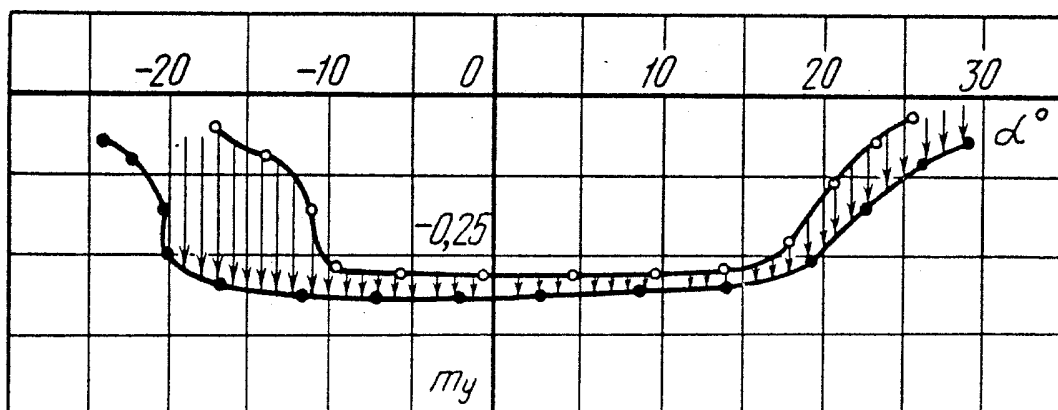
ФИГ. 4



ФИГ. 5



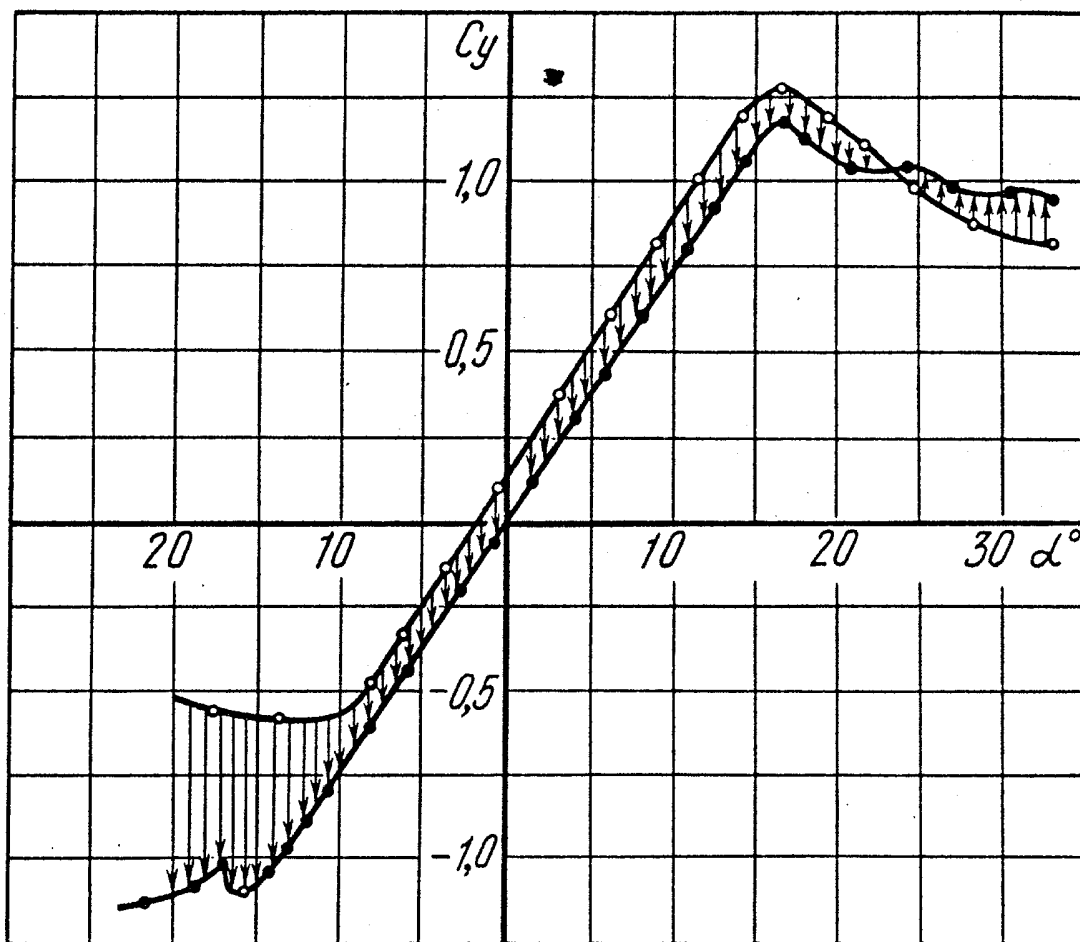
ФИГ. 6



ФИГ. 7

Т-15К

211131



—○—
—○—

ФИГ. В