



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **123483** (13) **U**
(51) МПК (2018.01)
B64C 39/08 (2006.01)
B64C 29/00

МІНІСТЕРСТВО
ЕКОНОМІЧНОГО
РОЗВИТКУ І ТОРГІВЛІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

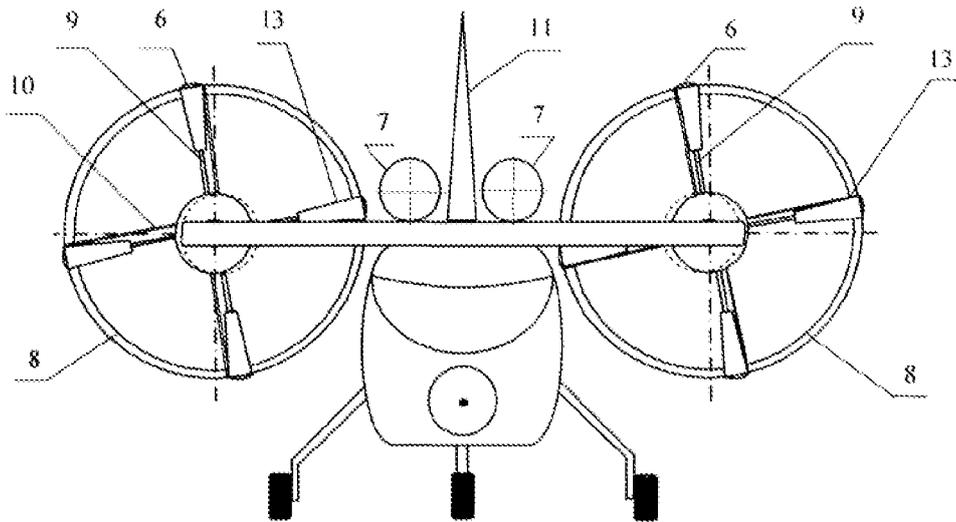
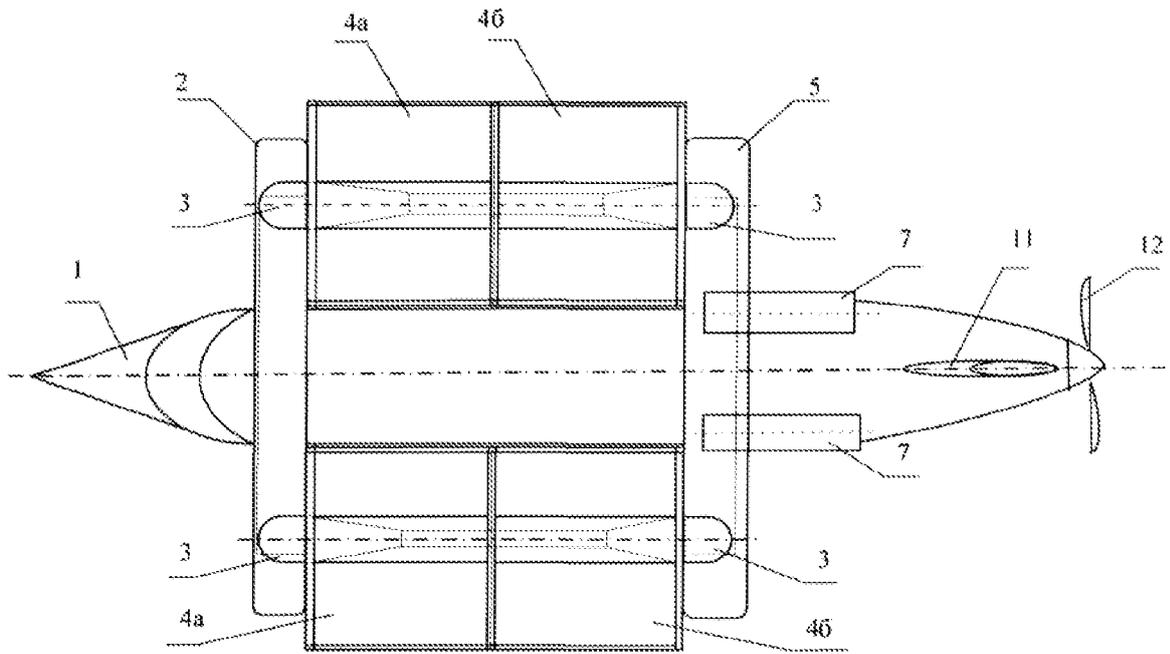
<p>(21) Номер заявки: u 2017 09894</p> <p>(22) Дата подання заявки: 12.10.2017</p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 26.02.2018</p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 26.02.2018, Бюл.№ 4</p>	<p>(72) Винахідник(и): Лебідь Валентин Георгійович (UA), Калкаманов Салім Аюпович (UA), Пчельніков Сергій Іванович (UA)</p> <p>(73) Власник(и): ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ПОВІТРЯНИХ СИЛ ІМЕНІ ІВАНА КОЖЕДУБА, вул. Сумська, 77/79, м. Харків, 61023 (UA)</p>
---	--

(54) ШВИДКІСНИЙ МАНЕВРЕНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ З РОТОРНИМИ ГВИНТАМИ

(57) Реферат:

Швидкісний маневрений літальний апарат вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами, який містить фюзеляж і чотири роторні гвинти, які розташовані паралельно його поздовжній осі, у задній частині знаходиться вертикальне оперення та один або два газотурбінні двигуни, причому встановлено два крила тандемного розташування, штовхаючий гвинт та поворотні крильця.

UA 123483 U



Фиг. 1

Запропонована корисна модель належить до галузі авіації, зокрема до літальних апаратів вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами.

Відомий швидкісний гвинтокрил S-97 "Raider" (США) [1], який містить фюзеляж, несучий гвинт, що виконаний за двогвинтовою співвісною схемою і задній штовхаючий гвинт та має максимальну швидкість польоту 444 км/год.

Недоліком відомого швидкісного гвинтокрилу Sikorsky S-97 "Raider" є зниження аеродинамічної якості гвинта при великих швидкостях польоту внаслідок збільшення зони хвильового зриву на наступаючих лопатях і зон зриву потоку та зворотного обтікання на відступаючих лопатях та обмеження маневрених можливостей на великих швидкостях польоту.

Відомий також літальний апарат з "лопатовими колесами" [2], який містить фюзеляж, два поперечно розташованих ротора і хвостову частину з гвинтом для врівноваження реактивного моменту. Роторні гвинти обертаються навколо центральної осі, яка знаходиться між носовою і хвостовою частиною та перпендикулярна поздовжній осі літального апарату.

Недоліками відомого літального апарату є обмеження максимальної швидкості польоту, що обумовлено попаданням наступаючих лопатей в режим навколосвукового обтікання, збільшенням зони зворотного обтікання, яка охоплює всю довжину відступаючої лопаті, коливанням кінців лопатей поперечно розташованих роторів та низькою ефективністю поздовжнього керування. Хвостовий гвинт ускладнює конструкцію і управління літального апарату.

Найбільш близьким до запропонованого технічним рішенням, вибраним як найближчий аналог, є літальний апарат [3], який містить фюзеляж і чотири роторні гвинта, які розташовані паралельно його поздовжньої осі. У задній частині знаходиться горизонтальне і вертикальне оперення та один або два газотурбінні двигуни, які надають літальному апарату високу крейсерську швидкість.

Недоліками літального апарату-аналога є надмірно велика потрібна потужність роторного рушія для горизонтального польоту та наявність шкідливої аеродинамічної інтерференції фюзеляжу і роторного гвинта.

В основу корисної моделі поставлена задача створити швидкісний маневрений літальний апарат вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами, який здатний досягти максимальну швидкість польоту 700 км/год.

Поставлена задача вирішується за рахунок розвантаження роторних гвинтів при швидкості польоту більше 350 км/год. за допомогою двох крил тандемного розташування для створення піднімальної сили, та штовхаючого гвинта, для створення пропульсивної сили, що дозволить зменшити куту швидкість обертання та кут встановлення лопатей роторного гвинта.

Технічний результат, який може бути отриманий при здійсненні корисної моделі, полягає у збільшенні максимальної швидкості польоту літального апарату вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами до 700 км/год.

На фіг. 1 наведена схема запропонованого швидкісного маневреного літального апарату вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами.

На фіг. 2 наведені залежності потрібної відносної потужності N_v/G від швидкості горизонтального польоту V для літальних апаратів вертикального зльоту та посадки: літального апарату з двома роторними рушіями, діаметр ротора яких $d=3$ м і довжина лопаті 5 м (крива 1); літального апарату з двома тандемно розташованими крилами великого подовження та двома роторними рушіями з діаметром ротора $d=3$ м і довжиною лопаті 5 м, куту швидкість обертання роторів при швидкості польоту $V>300$ км/год. перемикається з 125 рад/с до 30 рад/с (крива 2).

Запропонований швидкісний маневрений літальний апарат з роторними гвинтами містить фюзеляж 1, два роторних гвинта, що складаються з двох частин 4а, 4б, осі яких паралельні поздовжній осі літального апарату, лопаті 6, пристрій з кожухом 3, для зміни кута встановлення лопатей в залежності від їх азимутального положення, тяги повороту лопатей 10, кільця 8, для шарнірного з'єднання з лопатями, стійки 9 для з'єднання з валом роторного гвинта, поворотні крильця 13 з кореневою хордою, рівною хорді лопаті гвинта, два тандемно розташовані крила 2 і 5, силову установку, яка являє собою два газотурбінні двигуна 7, штовхаючий гвинт 12, вертикальне оперення 11 (фіг. 1).

Робота запропонованого швидкісного маневреного літального апарату вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами полягає у наступному.

Силова установка являє собою два газотурбінні двигуна. Крутний момент від двигунів передається через редуктор на штовхаючий гвинт та на роторні гвинти через дві муфти зчеплення і два редуктора, одна муфта зчеплення з'єднана з редуктором з високою куту швидкістю обертання вихідного вала, друга з'єднана з редуктором з малою куту швидкістю

обертання вихідного вала, що суттєво зменшує необхідну потужність роторних гвинтів, але забезпечує створення потрібних сил для управління літальним апаратом.

5 Як рушій використані два роторних гвинта, у яких вісь обертання лопатей паралельна поздовжній осі літального апарату, що забезпечує малий аеродинамічний опір лопатей при великих швидкостях польоту. Роторні гвинти складаються з двох частин, кожна забезпечується пристроєм, що дає можливість змінювати кут встановлення лопатей в залежності від їх азимутального положення, це дає можливість забезпечувати незалежне балансування і управління літальним апаратом в поздовжньому та поперечному відношенні. Для поперечного керування на середніх та великих швидкостях польоту встановлений кіль.

10 Для створення піднімальної сили на середніх та великих швидкостях польоту застосовується два крила тандемного розташування, які розвантажують роторні гвинти при швидкості польоту більше 350 км/год., що дозволяє зменшити кутову швидкість обертання та кут встановлення лопатей роторних гвинтів.

Для створення пропульсивної сили застосовується штовхаючий гвинт.

15 Між поверхнями обертання роторних гвинтів та бічними поверхнями фюзеляжу є відстань, що дозволяє уникнути шкідливої аеродинамічної інтерференції фюзеляжу і роторного гвинта.

Крильця, які шарнірно приєднані до стійок роторного гвинта, значно зменшують опір лопатей за рахунок зменшення індуктивного опору.

20 Таким чином, запропонований швидкісний маневрений літальний апарат вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами дозволяє досягти максимальну швидкість польоту 700 км/год., має високу маневреність за рахунок можливості окремого керування кожним роторним гвинтом.

Джерела інформації:

25 1. Скоренко, Т.Sikorsky S-97 Raider: и наступит революция [Электронный ресурс] / Т.Скоренко. Режим доступа: <http://www.popmech.ru/weapon/51826-sikorsky-s-97-raider-i-nastupit-revolyutsiya/> - 28.11.2014 г.

2. Heinz, A., Paddle Wheel Rotorcraft, US patent 5265827, 1992.

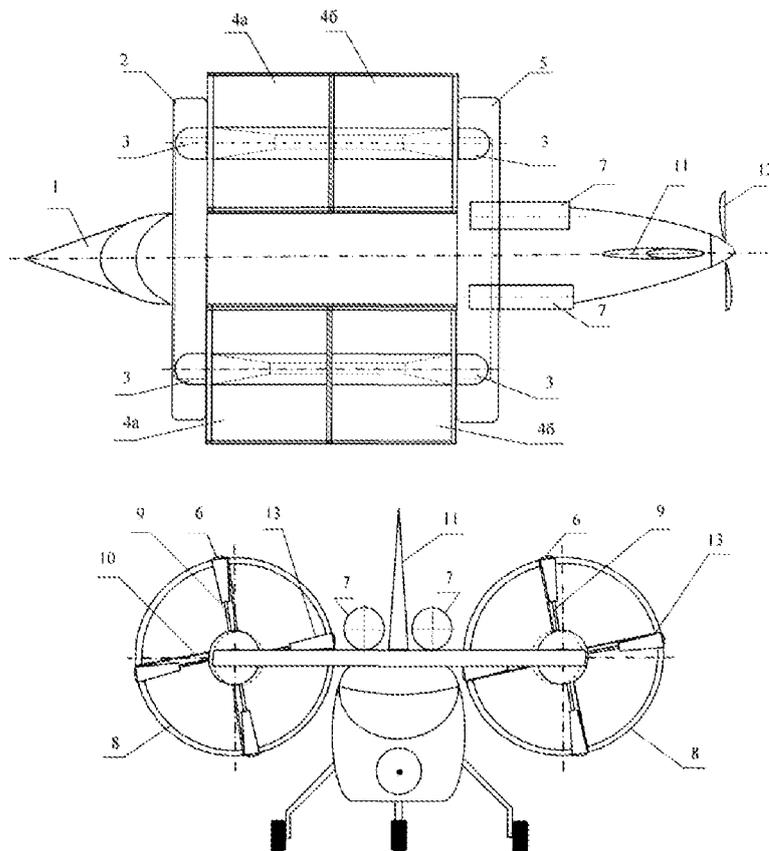
3. Meinhard, S., Aircraft, US patent 7735773 B2, 2005.

30

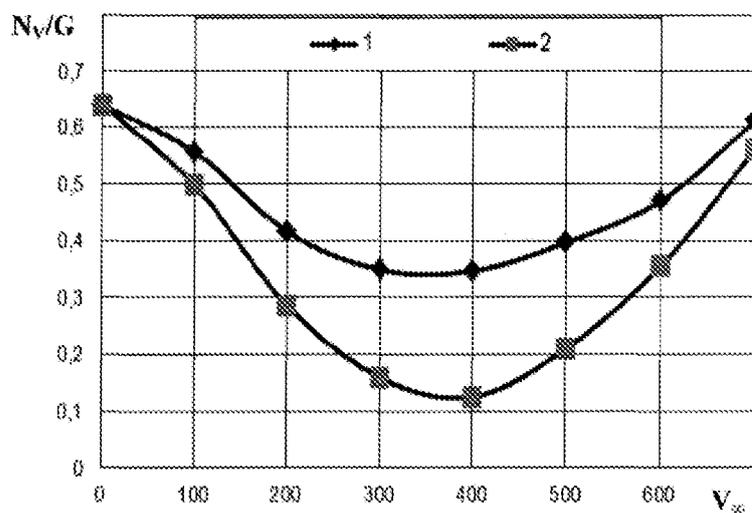
ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

Швидкісний маневрений літальний апарат вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами, який містить фюзеляж і чотири роторні гвинти, які розташовані паралельно його поздовжній осі, у задній частині знаходиться вертикальне оперення та один або два газотурбінні двигуни, який **відрізняється** тим, що встановлено два крила тандемного розташування, штовхаючий гвинт та поворотні крильця.

35



Фіг. 1



Фіг. 2

Комп'ютерна верстка Л. Бурлак

Міністерство економічного розвитку і торгівлі України, вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

ДП "Український інститут інтелектуальної власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601