



УКРАЇНА

(19) **UA**

(11) **119033**

(13) **C2**

(51) МПК

**B64C 9/32** (2006.01)

**G05D 1/06** (2006.01)

**G05D 13/02** (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО  
ЕКОНОМІЧНОГО  
РОЗВИТКУ І ТОРГІВЛІ  
УКРАЇНИ

**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД**

(21) Номер заявки: **а 2015 06142**

(22) Дата подання заявки: **22.06.2015**

(24) Дата, з якої є чинними  
права на винахід: **25.04.2019**

(41) Публікація відомостей  
про заявку: **26.12.2016, Бюл.№ 24**

(46) Публікація відомостей  
про видачу патенту: **25.04.2019, Бюл.№ 8**

(72) Винахідник(и):

**Аксьоненко Олександр Володимирович (UA),**

**Андронов Віталій Артурович (UA),**

**Загалаєв Вадим Олегович (UA),**

**Линник Світлана Олександрівна (UA),**

**Лобачов Адольф Іванович (UA),**

**Морозов Анатолій Сергійович (UA),**

**Седунов В'ячеслав Михайлович (UA),**

**Хворостовський Анатолій**

**Володимирович (UA),**

**Янбердін Олексій Тімербулатович (UA)**

(73) Власник(и):

**ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО**

**"КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ"**

**ІМ. М.К. ЯНГЕЛЯ",**

вул. Криворізька, 3, м. Дніпропетровськ,

49008 (UA)

(56) Перелік документів, взятих до уваги  
експертизою:

US 2011233330 A1, 29.09.2011

RU 2455196 C2, 10.07.2012

US 4165849 A1, 28.08.1979

DE 2029477 A1, 15.06.1970

ES 2395200 T3, 11.02.2013

RU 2305307 C2, 27.08.2007

US 3610557 A1, 05.10.1971

Истребитель F-86 "Сейбр". Приложение к  
журналу //Моделист-конструктор. - 2006. -

№ 11. - С. 20-22

**(54) СПОСІБ РЕГУЛЮВАННЯ ШВИДКОСТІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА**

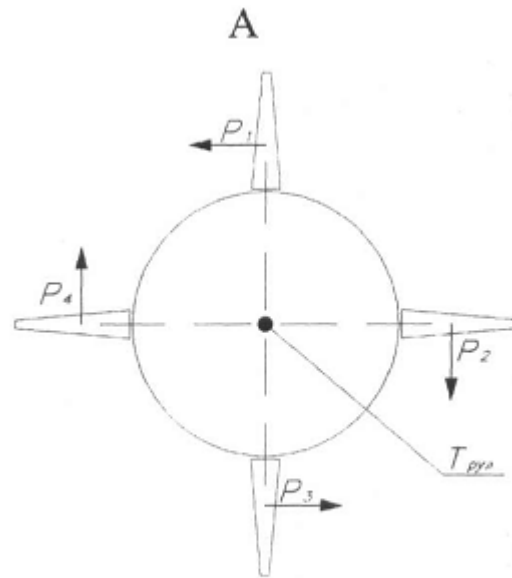
(57) Реферат:

Винахід належить до авіаційної та ракетної техніки і може бути використаний при регулюванні швидкості літального апарата (ЛА).

Спосіб регулювання швидкості ЛА включає використання не менше двох пар цільноповоротних аеродинамічних консолей, які повертають попарно назустріч одна одній так, щоб поздовжні проекції підйомної сили від кожної пари підсумовувалися, а поперечні проекції були рівні за величиною та спрямовані у протилежні сторони.

Застосування даного способу підвищує керованість та маневреність ЛА без погіршення масових та енергетичних властивостей ЛА.

**UA 119033 C2**



Фиг. 2

Винахід належить до авіаційної та ракетної техніки та може бути використаний для регулювання швидкості літального апарата (ЛА).

Відомий спосіб регулювання швидкості ЛА - літака Ту-104, за яким швидкість ЛА скидається використанням гальмівної парашутної системи. Парашутна система використовується переважно при посадці літака (Енциклопедія техніки: тормозной парашют, [http://dic.academic.ru/die.nsf/ene\\_tech/3643/](http://dic.academic.ru/die.nsf/ene_tech/3643/)). Недоліками такого способу є однократність використання під час польоту, складність роботи на надзвукових швидкостях, обмежений ресурс використання а також громіздка та важка конструкція парашутної системи.

Найбільш близьким до запропонованого способу за технічною суттю є спосіб регулювання швидкості літака F-86A Sabre (США), за яким використовуються допоміжні органи керування - повітряні гальмівні щитки, у вигляді аеродинамічних консолей (АДК), які розташовувались на фюзеляжі за крилом у кількості двох (найближчий аналог - А.А. Фирсов, "Авиаколлекция № 11: Истребитель F-86 Сейбр", 2006 г., стр. 20-22). АДК шляхом багаторазового введення у повітряний потік, в тому числі на надзвукових швидкостях, створюють гальмівну аеродинамічну силу, яка зменшує швидкість польоту ЛА. Величину гальмівної сили змінюють шляхом виведення АДК з потоку у розрахунковий час. АДК використовувались під час бою шляхом введення у повітряний потік у горизонтальній площині для регулювання швидкості при горизонтальному польоті (Испытано в СССР. Истребитель North American F-86 Sabre, [altenathistory.org.ua/ispytano-v-sssr-istrebitel-north-american-f-86-sabre-i-khronika-rozhdeniya-okb-1](http://altenathistory.org.ua/ispytano-v-sssr-istrebitel-north-american-f-86-sabre-i-khronika-rozhdeniya-okb-1)).

За рахунок використання повітряних гальмівних щитків було досягнуто підвищення маневреності при горизонтальному польоті у порівнянні з відомими перехоплювачами.

Недоліком цього способу є введення АДК у повітряний потік у одній площині, що обмежує їх використання у польоті за різних режимів польоту, що погіршує керованість ЛА. Також при реалізації цього способу необхідне введення окремих, додаткових до основних, органів керування із власними приводами, що призводить до збільшення маси та погіршення масово-енергетичних характеристик ЛА.

Технічною задачею запропонованого рішення є вдосконалення способу регулювання швидкості змінням параметрів обтікання повітряного потоку незалежно від режимів польоту для забезпечення величини швидкості ЛА, необхідної для виконання групового польоту ЛА без встановлення додаткових органів керування.

Досягнутий технічний результат полягає у підвищенні керованості та маневреності ЛА без погіршення масових та енергетичних властивостей ЛА.

Поставлена технічна задача вирішується за рахунок використання відомих суттєвих ознак: використання цільноповоротних консолей аеродинамічних рулів, а також використання наступних відмінних суттєвих ознак: цільноповоротні аеродинамічні консолі повертають попарно назустріч одна одній так, щоб позаддовжні проекції підйомної сили кожної підсумовувалися, а поперечні проекції були рівні за величиною та спрямовані у протилежні сторони.

Використання сукупності зазначених суттєвих ознак забезпечує технічний результат, який полягає у підвищенні керованості та маневреності ЛА без погіршення масово-енергетичних властивостей ЛА.

Для пояснення описаного способу наведені ілюстрації: фіг. 1 - початкове положення АДК; фіг. 2 - вигляд А на хвостову частину ЛА; фіг. 3 - робоче положення АДК; фіг. 4 - вигляд Б на хвостову частину ЛА.

При початковому положенні АДК 1 розташовані відносно корпусу 2 ЛА під кутом повороту  $\delta=0$ .

Реалізація запропонованого способу розглянута на прикладі ЛА з двома парами цільноповоротних АДК, які забезпечують гальмування ЛА без встановлення допоміжних органів керування. Для цього попарно сусідні консолі повертають назустріч одна одній так, щоб подовжні проекції підйомної сили кожної консолі підсумовувалися, а поперечні проекції підйомної сили кожної консолі були рівні і спрямовані у протилежні сторони таким чином, щоб вони взаємно урівноважувалися. При повороті АДК попарно назустріч один одному на однакові кути  $\delta$  рівнодіючі від пар рульових зусиль  $P_1-P_3$  та  $P_2-P_4$  врівноважуються, а гальмівна сила  $T$  є проекцією підйомної сили  $Y$  на вісь ЛА. Величина гальмівної сили складається під час польоту при утриманні АДК у робочому положенні. Рівнодіючі від рульових зусиль та гальмівної сили від парної дії АДК прикладені у точці дії рульових зусиль  $T_{рул}$ . АДК залежно від параметрів польоту повертають на кути, близькі до перпендикулярних відносно поздовжньої осі ЛА за командами від системи управління. При штатному польоті АДК забезпечують керування упродовж польоту ЛА за командами від системи управління. На ділянці регулювання швидкості ЛА, сусідні АДК

повертають на однакові за величиною та відмінні за знаками кути, що забезпечує регулювання швидкості без погіршення керованості ЛА.

Запропонований спосіб дозволяє досягти підвищення керованості та маневреності ЛА без погіршення масових та енергетичних властивостей ЛА.

5

# ФОРМУЛА ВІНАХОДУ

10

Спосіб регулювання швидкості літального апарата, що включає регулювання швидкості літального апарата шляхом повороту цільноповоротних аеродинамічних консолей, який **відрізняється** тим, що використовують щонайменше дві пари цільноповоротних аеродинамічних консолей, які повертають попарно назустріч одна одній так, щоб повздовжні проекції підйомної сили від кожної пари підсумовувалися, а поперечні проекції були рівні за величиною та спрямовані у протилежні сторони.

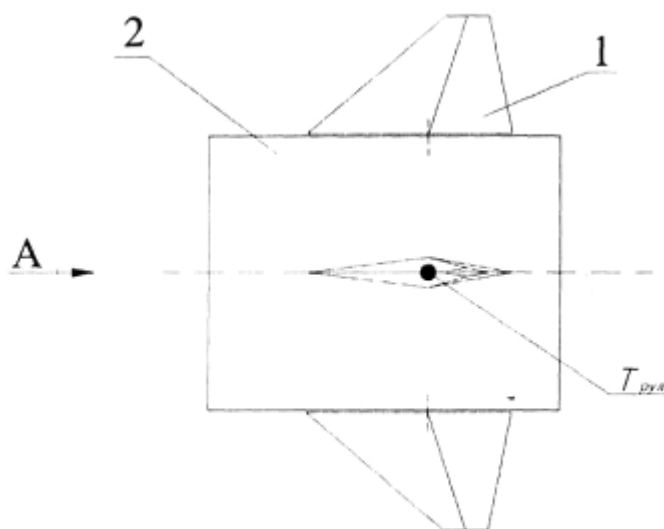


Fig. 1

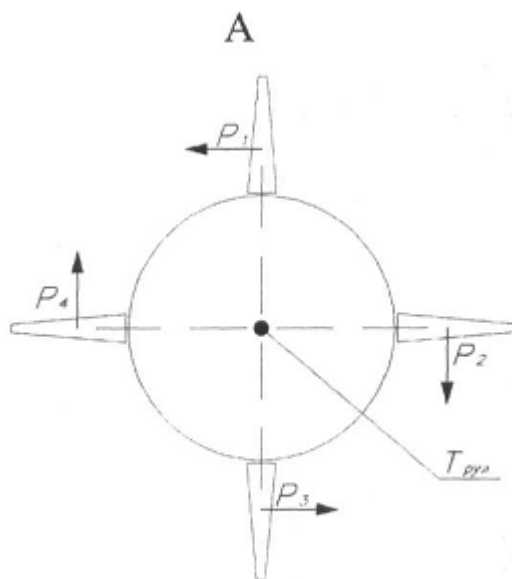


Fig. 2

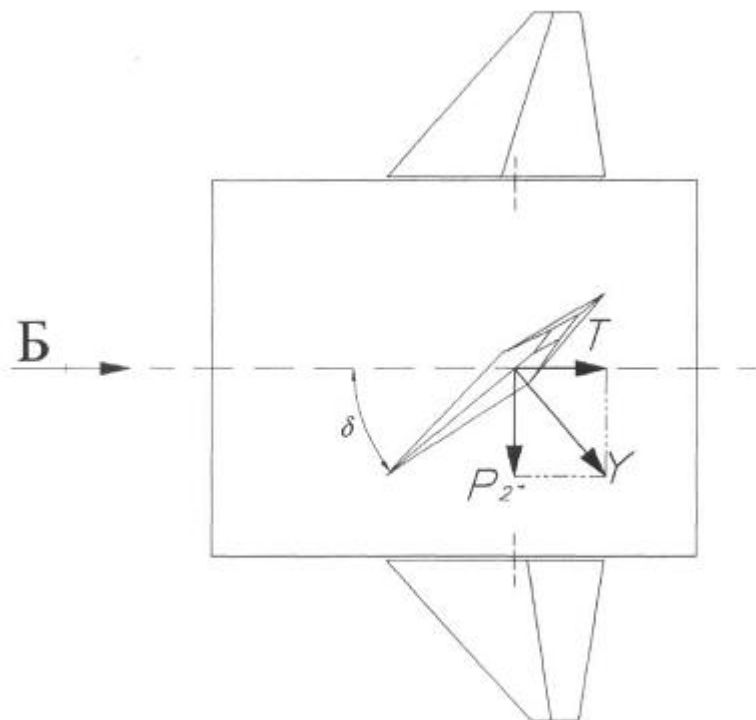


Fig. 3

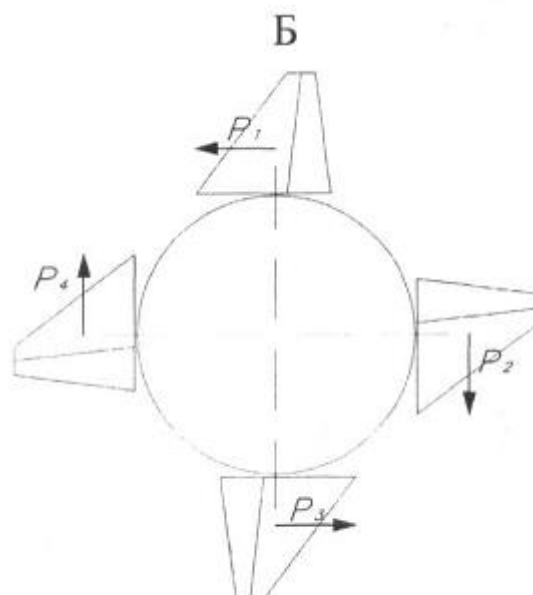


Fig. 4

Комп'ютерна верстка А. Крулевський

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