

УКРАЇНА



# ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 85001

АВІАЦІЙНИЙ КОСМІЧНИЙ КОМПЛЕКС

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі **11.11.2013.**

Голова Державної служби  
інтелектуальної власності України

М.В. Ковіня





УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **85001** (13) **U**  
(51) МПК (2013.01)  
**B64C 39/00**

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ**

<p>(21) Номер заявки: <b>u 2013 04822</b></p> <p>(22) Дата подання заявки: <b>16.04.2013</b></p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: <b>11.11.2013</b></p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: <b>11.11.2013, Бюл.№ 21</b></p>	<p>(72) Винахідник(и): <b>Харченко Володимир Петрович (UA), Священко Юрій Іванович (UA), Мельник Костянтин Володимирович (UA)</b></p> <p>(73) Власник(и): <b>НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, пр. Комарова, 1, м. Київ, 03680 (UA)</b></p>
--	--

**(54) АВІАЦІЙНИЙ КОСМІЧНИЙ КОМПЛЕКС**

**(57) Реферат:**

Авіаційний космічний комплекс, що включає ракету-носій з супутником на літаку-носії, який має двигун, фюзеляж, оперення, верхнє та нижнє цільнозворотні крила, виконані з від'ємною стрілоподібністю та оснащені елеронами, закрилками, передкрилками, систему керування, враховуючи систему керування за креном, курсом та тангажем. На задніх півкрилах передкрилок розділено на внутрішню та зовнішню секції під кутом 40-50 град., при цьому зовнішні секції виконані відхилюваними догори та донизу на кут  $\delta = -25$  град....+30 град., та оснащені приводами, що взаємодіють з системою керування за креном при стрілоподібності задніх півкрил від 45 град. до максимальної.

**UA 85001 U**

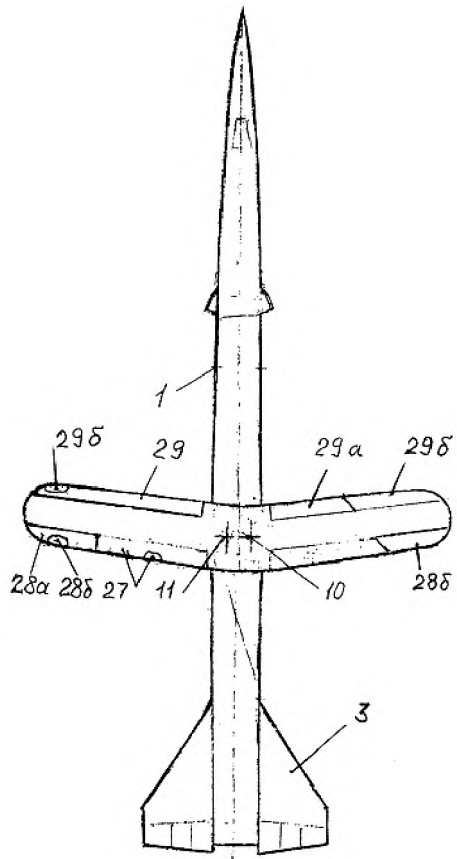


Fig. 1

Корисна модель належить до області авіації і може використовуватися при створенні авіаційних космічних комплексів (АКК) аеродромного базування.

Відомий АКК, де ракета-носій (РН) з супутником розміщуються на літаку-носії (ЛН) із змінною геометрією, що складається з фюзеляжу, верхнього та нижнього цілноповоротних крил з від'ємною стрілоподібністю, двигунів, оперення. Крила закріплені в шарнірних вузлах і з'єднані з приводом (з. и 2013 01399). У крейсерській конфігурації цього ЛН тільки невеликі зовнішні секції елеронів задніх півкрил можуть використовуватись в керуванні по крену, площа їх невелика, як і малий розмах задніх півкрил. Але для деяких режимів польоту ЛН, наприклад при скиданні РН у бік з креном, необхідне ефективне керування по всіх трьох каналах.

Технічною задачею, на яку спрямована дана корисна модель, є покращення керованості ЛН по крену на великих швидкостях.

Для вирішення цієї задачі у авіаційному космічному комплексі, що включає ракету-носій з супутником на літаку-носії, який має двигун, фюзеляж, оперення, верхнє та нижнє цілноповоротні крила, виконані з від'ємною стрілоподібністю та оснащені елеронами, закрилками, передкрилками, системі керування літаком-носієм, що включає систему керування за креном, курсом та тангажем згідно з корисною моделлю, на задніх півкрилах передкрилок розділено на внутрішню та зовнішню секції під кутом 40-50 град., при цьому зовнішні секції виконані відхилюваними догори та донизу на кут  $\delta = -25$  град...+30 град, та оснащені приводами, що взаємодіють з системою керування за креном при стрілоподібності задніх півкрил від 45 град, до максимальної.

Корисна модель ілюструється кресленнями. На фіг. 1 ЛН на злітній конфігурації. На фіг. 2 його крейсерська конфігурація. На фіг. 3 вигляд ЛН спереду на стоянці. На фіг. 4 поперечний переріз ЛН. На фіг. 5 вигляд зверху на цю частину фюзеляжу. На фіг. 6 ЛН на стоянці (де "Ц.М.Р.Н.» центр мас РН, "Ц.М.Л.Н.» центр мас ЛН). На фіг. 7 Схема створення "чистого" моменту крену V-подібним оперенням ЛН (де "ц.м.» центр мас ЛН).

Основу АКК складає ЛН, що вміщує фюзеляж 1 квадратної форми в середніх його зрізах, двигун 2, оперення 3, верхнє 4 і нижнє 5 крила, носове 6 та основне 7 шасі.

Між силовими шпангоутами 8 і 9 фюзеляжу 1 встановлені вузли повороту 10 і 11 крил 4 і 5. На шпангоуті 9 кріпляться стійки основного шасі 7 в вузлах 12 повороту назад основних стійок. Кінцеві частини передніх півкрил закриваються обтічниками 13 і 14. На передньому лонжероні передніх півкрил і на задньому лонжероні задніх півкрил встановлені елементи фіксації крила в крейсерському польоті з фіксаторами 15, 16, 17, 18, розміщеними по бортах фюзеляжу.

Фіксатори 15, 16 відвертають відсмоктування передніх півкрил і їх дивергенцію. Фіксатори 17, 18 у крейсерському польоті розвантажують несуче крило від згинаючого моменту (передають його на фюзеляж).

Під верхнім півкрилом (крейсерська конфігурація) у борті виконано виріз 19 для розміщення відсіку 20 під ракету-носій 21 із супутником 22. Відсік закривається двома стулками 23. По довжині відсіку в шпангоутах фюзеляжу (8, 9 та ін.) виконані підковоподібні вирізи 24 з паралельними сторонами 25, на яких виконані направляючі та механізми кріплення та скидання РН (не показано). Таким чином навантаження від РН може рівномірно розподілятися по шпангоутам ЛН. Для підсилення фюзеляжу в площині симетрії ЛН від повітрозбірників двигунів до середини фюзеляжу розміщена вертикальна стінка 26, яка одночасно є стінкою паливних відсіків.

У ЛН встановлені закрилки 27, елерони 28а, 28б, які незначно відрізняються формою свого внутрішнього торця і приводяться в дію від елементів системи керування. По всьому розмаху крил встановлені передкрилки 29 типу "відхилюваний носок крила" (надалі "передкрилки").

На передніх півкрилах вони цілісні та виконані відхилюваними до низу на кут  $\delta = 0 \dots +30$  град. На задніх півкрилах передкрилок розділений на внутрішню 29а та зовнішню 29б секції під кутом 45 град., при цьому внутрішні секції 29а також виконані відхилюваними до низу на кут від 0 до +30 град., а зовнішні секції 29б виконані відхилюваними догори та донизу на кут  $\delta = -25$  град...+30 град. та оснащені приводами, що взаємодіють з елементами системи керування при стрілоподібності задніх півкрил від 45 град, до максимальної.

У злітно-посадковому режимі керування передкрилками сигнал керування надходить від елементів системи керування ЛН. Під час зльоту ЛН має конфігурацію "біплан". У цій конфігурації він швидко злітає та набирає необхідну висоту Н з невеликою турбулентністю атмосфери. На цьому етапі відбувається виробка палива із дальніх баків по розмаху тих півкрил, які прибираються вперед, це полегшує подовжене балансування ЛН. Потім він переходить в горизонтальний політ, приймає крейсерську конфігурацію на швидкості 0.6...0.65 М і надалі збільшує швидкість та висоту до крейсерських.

Передні (по хорді крила) кромки передніх півкрил виходять збоку від фюзеляжу в набігаючий потік і, як крила надмалого подовження, створюють необхідний кабувальний момент для поздовжнього балансування ЛН.

Закінчення польоту та приземлення проходять у зворотному порядку.

5 У даному АКК конструкцію виконано доволі оригінально, як і роботу органів керування за креном.

Вже при деяких невеликих кутах повороту передніх півкрил елерони на них вимикаються від системи керування і фіксуються в нейтральне положення. При більших кутах повороту крил працюють по крену, при необхідності, елерони тільки задніх півкрил, а при досягненні кута їх стрілоподібності 45 град., вмикаються в роботу зовнішні секції передкрилків, від елементів системи керування, які враховують швидкість обтікання (M) та стрілоподібність (χ).

10 Якщо в ЛН-прототипі і запропонованому на обох площинах оперення типу "метелик" розміщені окремо керуючі секції, то при відхиленні секції згідно з фіг. 7, створюючи на кожній секції силу F, можна отримати "чистий" момент крену  $M_{кр}$ , вилучити шляховий момент, грубо оцінюючи момент по крену  $M_{кр} = 2 \cdot l_1 \cdot F - 2 \cdot l_2 \cdot F = 2 \cdot F \cdot (l_1 - l_2)$ , для великих значень M (де  $l_1$  та  $l_2$  плечі важелів цих сил). Але витрати на аеродинамічний опір при цьому будуть великі, набагато більше ніж при відхиленні керуючих поверхонь на кінцівках горизонтальних площин задніх крил і значить будуть великі витрати в аеродинамічній якості. Уведення розроблених роздільних передкрилків на задніх півкрилах значно підвищують керуючий момент ЛН по крену (в крейсерській конфігурації ЛН) і зменшують вказані аеродинамічні втрати.

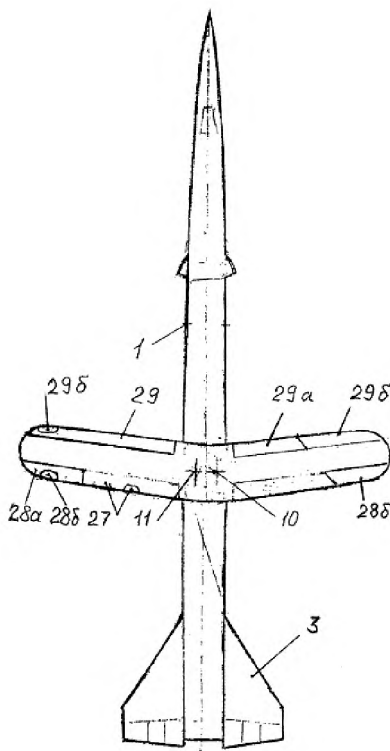
20 Дане технічне рішення дозволяє покращити керованість ЛН по крену для швидкісних режимах польоту, особливо при скиданні РН.

#### ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

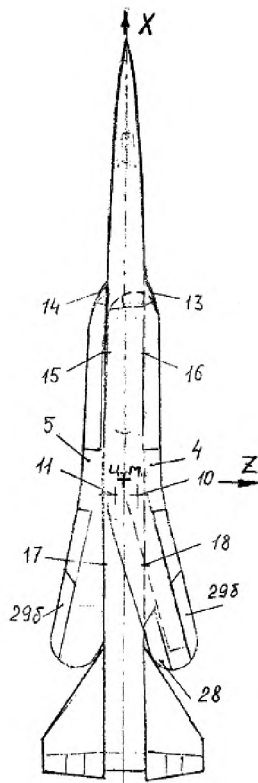
25

Авіаційний космічний комплекс, що включає ракету-носіє з супутником на літаку-носії, який має двигун, фюзеляж, оперення, верхнє та нижнє цільнозворотні крила, виконані з від'ємною стрілоподібністю та оснащені елеронами, закрилками, передкрилками, систему керування, враховуючи систему керування за креном, курсом та тангажем, який **відрізняється** тим, що на задніх півкрилах передкрилок розділено на внутрішню та зовнішню секцію під кутом 40-50 град., при цьому зовнішні секції виконані відхилюваними догори та донизу на кут  $\delta = -25$  град...+30 град. та оснащені приводами, що взаємодіють з системою керування за креном при стрілоподібності задніх півкрил від 45 град, до максимальної.

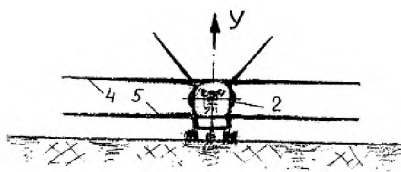
30



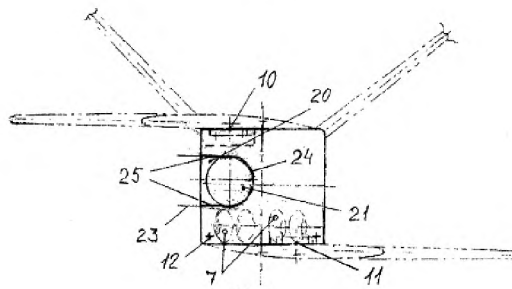
Фиг. 1



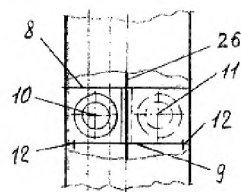
Фиг. 2



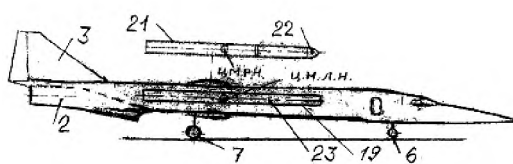
Фиг. 3



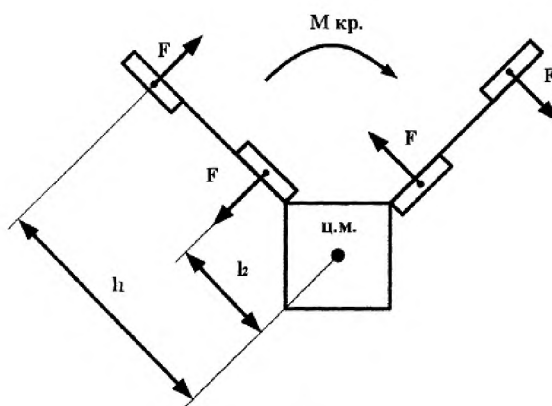
Фиг. 4



Фиг. 5



Фіг. 6



Фіг. 7

---

Комп'ютерна верстка І. Мироненко

---

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

---

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