

УКРАЇНА



ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 84854

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) **84854** (13) **U**
(51) МПК (2013.01)
B64C 39/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

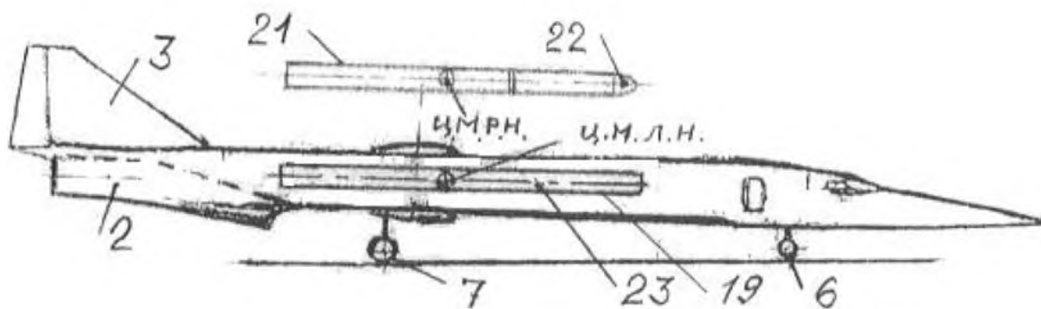
(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки: u 2013 01399	(72) Винахідник(и): Харченко Володимир Петрович (UA), Священко Юрій Іванович (UA)
(22) Дата подання заявки: 06.02.2013	(73) Власник(и): НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ (НАУ), пр. Комарова, 1, м. Київ, 03680 (UA)
(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 11.11.2013	
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 11.11.2013, Бюл.№ 21	

(54) АВІАЦІЙНИЙ КОСМІЧНИЙ КОМПЛЕКС

(57) Реферат:

Авіаційний космічний комплекс включає ракету-носіє з супутником, розміщену на літаку-носії, містить відсік для розміщення ракети-носія з механізмами її скидання, верхні та нижні цільноповоротні крила з від'ємною стрілоподібністю, шасі з носовим колесом, двигуни, заквадрачений у середній частині фюзеляжу зі шпангоутами. В шпангоутах зі сторони верхнього півкрила в бік в середній частині фюзеляжу виконані підковоподібні вирізи, з паралельними сторонами, причому на нижній стороні цих вирізів виконані напрямні з механізмами скидання ракети-носія.



Фіг. 6

UA 84854 U

Корисна модель належить до галузі авіації й може бути виконаною у конструкції літальних апаратів (ЛА).

Відомий ЛА із змінною геометрією, що складається з фюзеляжу, верхнього крила, нижнього крила, двигунів, оперення.

5 Крила закріплені в шарнірних вузлах, і з'єднані з приводом (а.с. № 811631, пат. Укр. 54491, з. а2011 03432.) Відомі проекти авіаційно-космічних комплексів.

10 На ДП "Антонов" розроблено проект запуску ШСЗ вагою 800-1000 кг ракетою, яку піднімає і скидає літак Ан-124 з висоти 10-11 км. Ракета-носіє (РН) розміщена на платформі у вантажному відсіку Ан-124. Після відкриття рампи на потрібній висоті платформа з закріпленою на ній ракетою витяжним парашутом скидається назад по польоту літака Ан-124. Потім "платформа і парашут" відкидаються від ракети, вмикаються її двигуни, починається її розгін та набір висоти. (Авіабізнес № 1-2 1997, с 29-31). У цьому проекті при скиданні ракети-носія значно втрачається її швидкість і висота ракети, тобто запас її кінетичної і потенціальної енергії.

15 У Росії розроблявся авіаційно-космічний комплекс (АКК) "Бурлак". З літака-носія (ЛН) Ту-160 на швидкості 0,8...1,7 М на висотах 9...13 км запускається з зовнішньою підвіскою двоступенева ракета "Бурлак" для виведення на орбіту висотою 200...1000 км супутника вагою 600...800 кг (полярні орбіти) або вагою 840...1100 кг (екваторіальні орбіти). Подальше вдосконалення цього АКК ("Бурлак-М", "Бурлак-Діана") дозволило значною мірою збільшити вагу супутників, що виводяться на орбіту (Под знаками "АНТ" и "Ту" / В. Ригмант, Авиация и космонавтика № 4. 2000). У американсько-українсько-російській програмі High Altitude Air Launch (HAAL), де аналогічно використовується Ту-160, вага ракети-носія сягає до 50 т, діаметр - 1,6 м, а вага супутника, точніше корисого навантаження, що виводиться в космос, сягає 1500 кг при злітній вазі Ту-160 і ракети з навантаженням 275 т.

25 Розглядаючи авіаційно-космічні комплекси, бачимо, що навіска в них ракети-носія різко збільшує модель ЛА та його лобовий спротив, знижується максимальна швидкість.

В цих системах АКК поверхня ракети-носія омивається набігаючим потоком повітря. А при швидкостях 3,2...3,3 М передні по потоку частини ЛА (і ракети-носія) можуть нагріватися до 300-400 °С, що небезпечно для ракети-носія, заправленої паливом. Із-за цих факторів максимальна швидкість ЛН-носія з підвішеною ракетою в системах АКК не перевищує 1,7 М. Потрібна довжина ЗПС (злітно-посадкової смуги) аеродрому цих АКК велика.

30 Задачею на яку спрямована Корисна модель є зменшення необхідної довжини ЗПС для АКК, підвищення функціональних можливостей АКК за рахунок розширення географії його застосування.

35 Для вирішення цієї задачі у авіаційному космічному комплексі, що включає ракету-носіє з супутником, розміщену на літаку-носії, що містить відсік для розміщення ракети-носія з механізми її скидання, верхні та нижні цільноповоротні крила з від'ємною стрілоподібністю, шасі з носовим колесом, двигуни, заквадрачений у середній частині фюзеляж зі шпангоутами, згідно з корисною моделлю, в шпангоутах зі сторони верхнього півкрила в бік в середній частині фюзеляжу виконані підковоподібні вирізи, з паралельними сторонами, причому на нижній 40 стороні цих вирізів виконані напрямні з механізмами скидання ракети-носія.

Корисна модель ілюструється кресленнями.

На фіг. 1 - ЛН на злітній конфігурації.

На фіг. 2 - крейсерська його конфігурація.

На фіг. 3 - погляд спереду на стоянці.

45 На фіг. 4 - поперечний переріз ЛН.

На фіг. 5 - погляд зверху на фюзеляж.

На фіг. 6 - ЛН на стоянці.

ЛА вміщує фюзеляж 1 заквадраченої форми в середніх його зрізах, двигун 2, оперення 3, верхнє 4 і нижнє 5 крила, носове 6 та основне 7 шасі.

50 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.

В крейсерській конфігурації закрилки і елерони передніх напівкрил прижимаються до фюзеляжу, а кінцеві частини їх закриваються обтічниками 13 і 14.

55 На передньому лонжероні передніх півкрил і на задньому лонжероні задніх півкрил установлені елементи фіксації крила в крейсерському польоті з фіксаторами 15, 16, 17, 18 розміщеними по бортам фюзеляжу.

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

Під верхнім півкрилом (крейсерська конфігурація) у борті виконано виріз 19 для розміщення відсіку 20 під ракету-носію 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 шпангоутах ЛН.

Для підсилення фюзеляжу в площині симетрії ЛН від повітрязбірників двигунів до середини фюзеляжу розміщена вертикальна стінка 26, яка одночасно є стінкою паливних відсіків.

На зльоті ЛН має конфігурацію "біплан". В цій конфігурації він швидко злітає та набуває необхідну висоту. Потім він переходить в горизонтальний політ, приймає крейсерську конфігурацію на швидкості 0,6 М і надалі збільшує швидкість та висоту до крейсерських.

Передні (по хорді крила) кромки передніх півкрил виходять збоку від фюзеляжу в набігаючий потік і створюють необхідний кабрувальний момент для продовжнього балансування ЛН.

Сьогодні у СНД є в наявності запас ракет, які можуть виводити на навколосемну орбіту вантаж порядку 2 -х тонн. А зараз необхідні у першу чергу аерокосмічні системи для виведення на орбіту вантажу вагою на порядок менше, а саме 200-300 кг.

Розроблена система для запуску ракети з ШСЗ зі швидкісного ЛН, не дивлячись на велику вагу (80 т) і крейсерські швидкості 3...3,3 М носія, може бути використана із злітних смуг відносно невеликої довжини.

Слід відмітити, що наприклад площа міделівого перерізу самого швидкісного у світі винищувача МІГ-25 на третину більша, ніж у розробленого ЛА.

Подібний АКК може бути особливо цікавим для таких густонаселених країн, як Індія та Китай.

З невеликого аеродрому ЛА з ракетою-носієм на борту злітає, бере курс на південь до екватору (або на південний схід), невдовж летить над океаном і в потрібній точці акваторії виконує запуск ракети на схід (екваторіальна орбіта) або на іншу необхідну орбіту в іншій точці акваторії, не підвергаючи при цьому небезпеці жителів густозаселених територій.

При злітній вазі ЛН $G_{злітн}=78$ т з ракетою-носієм вагою 11 т радіус дії його на понадзвуковій швидкості - 3000 км. На цьому радіусі дії він може на висоті 16-18 км розігнатися до швидкості 3,3 М та, набираючи висоту, наблизитися до своєї динамічної стелі та скинути ракету-носію на висоті 30-33 км. А далі з креном на інший бік він розвертається в іншу сторону. Момент крену парирується елеронами і кермами оперення, а потім перекачкою палива у поперечному напрямку. А двоступенева ракета виводить вантаж 200 кг на висоту 200 км (на екваторіальну орбіту).

У відомих розроблених АКК зі швидкісним літаком-носієм фюзеляж має дуже щільну компоновку. В середній його частині розміщені відсіки шасі, паливо, інше обладнання. Тому вмонтувати в тонкий мідель фюзеляжу ЛН. крупний відсік для розміщення ракети-носія в цілому - проблематично. По центру ваги ЛН розміщується також РН.

Такий компоновці особливо заважають основні стійки шасі, що прибираються у тонкий фюзеляж, достатньо близько від центру ваги ЛН. В розробленому технічному рішенні переваги наступні:

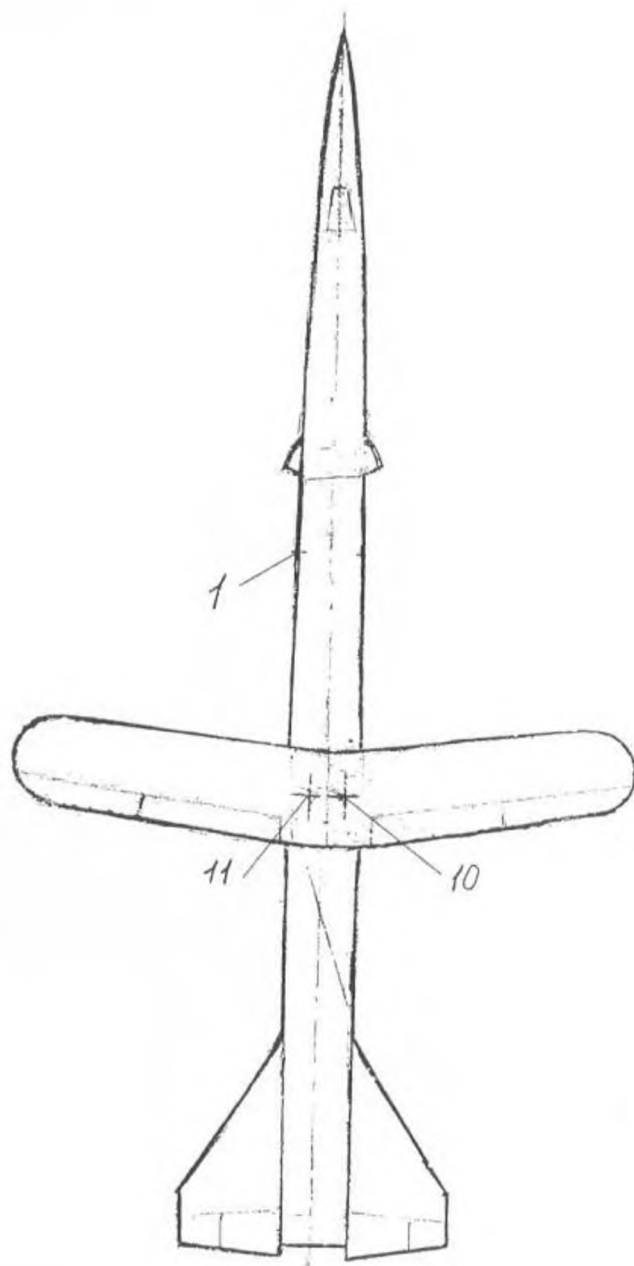
1. Низькі злітно-посадкові швидкості ЛН.

2. Високі максимальні швидкості (3-3,3 М) для розгону перед скиданням і більша висота скидання ракети-носія.

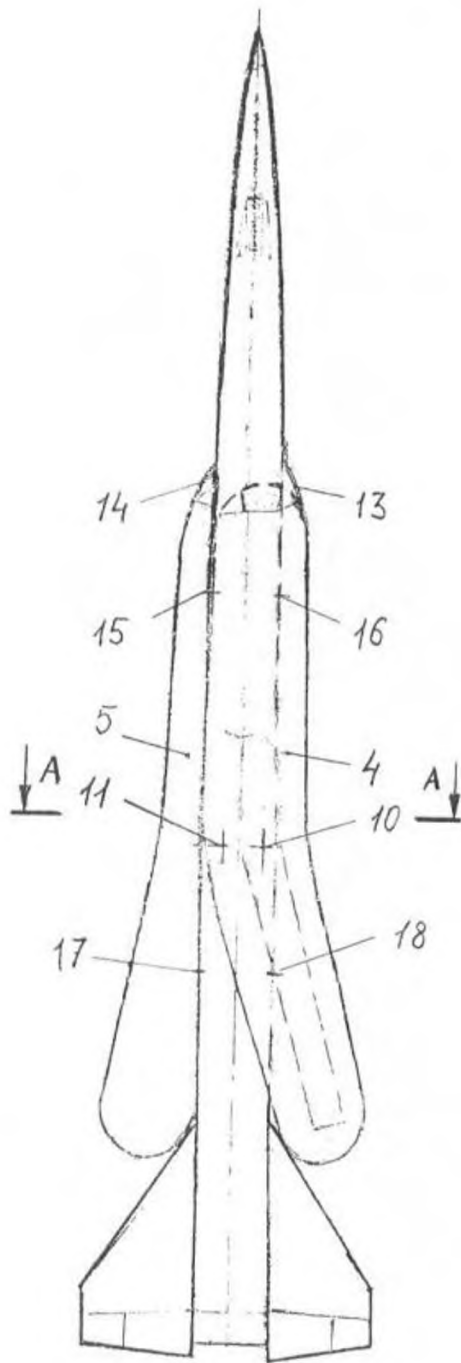
3. Розширення географії застосування АКК по території Землі (не в кожній країні є аеродроми з ЗПС довжиною 4 км, але в світі багато аеродромів зі смугами 2-2,5 км).

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

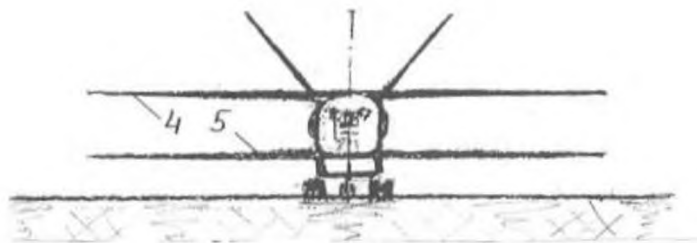
Авіційний космічний комплекс, що включає ракету-носію з супутником, розміщену на літаку-носії, що містить відсік для розміщення ракети-носія з механізмами її скидання, верхні та нижні цільноповоротні крила з від'ємною стрілоподібністю, шасі з носовим колесом, двигуни, заквадрачений у середній частині фюзеляж зі шпангоутами, який **відрізняється** тим, що в шпангоутах зі сторони верхнього півкрила в бік в середній частині фюзеляжу виконані підковоподібні вирізи, з паралельними сторонами, причому на нижній стороні цих вирізів виконані напрямні з механізмами скидання ракети-носія.



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

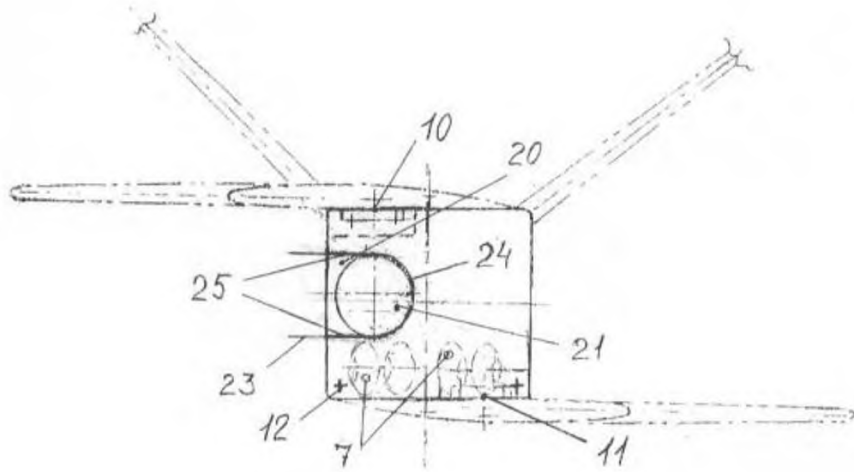


Fig. 4

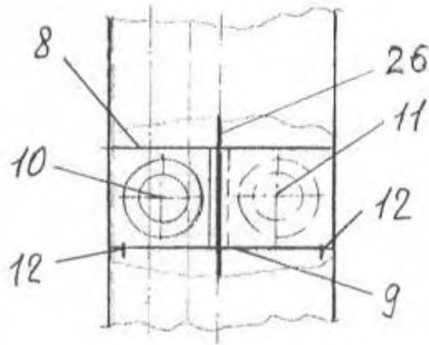


Fig. 5

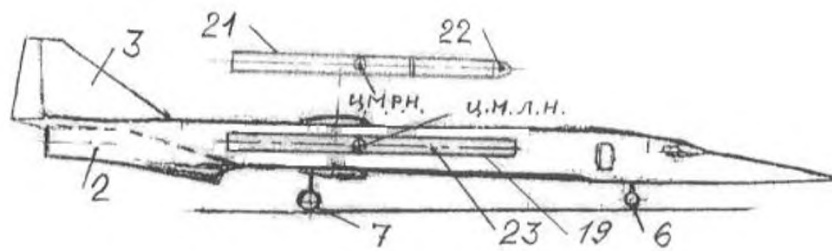


Fig. 6

Комп'ютерна верстка М. Ломалова

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