



УКРАЇНА

(19) UA (11) 49400 (13) U  
(51) МПК (2009)  
B64C 1/00МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІОПИС  
ДО ПАТЕНТУ  
НА КОРИСНУ МОДЕЛЬвидається під  
відповідальністю  
власника  
патенту

(54) ЛІТАК

1

2

(21) u200912039

(22) 24.11.2009

(24) 26.04.2010

(46) 26.04.2010, Бюл.№ 8, 2010 р.

(72) АНТОНОВ ВОЛОДИМИР КОСТЯНТИНОВИЧ

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

(57) Літак, що має дві пари з'єднаних консолей крил, утворюючи замкнену жорстку конструкцію, який **відрізняється** тим, що його фюзеляж містить арки, з'єднані позовжньою балкою, і додаткові консолі крил, що закріплені в верхніх частинах арок, а їх закінцівки з'єднані із консолями крила.

Корисна модель належить до авіації, і може використовуватися для ефективного у ваговому відношенні запуску важких ракет в режимі повітряного старту, а також в народному господарстві при перевезенні великогабаритних грузів, або при проведенні робіт для подолання наслідків стихійних явищ, наприклад для гасіння лісових пожеж. Головним напрямком застосування є запуск ракет з повітряного старту.

Найбільш близьким аналогом літака, що пропонується, є літак, що має фюзеляж, киль, і дві пари консолей крил, передні консолі кріпляться в носовій частині фюзеляжа, мають додатну стріловидність, додатній ізлом, задні консолі кріпляться на кілі, мають від'ємну стріловидність, від'ємний ізлом, а закінцівки консолей з'єднуються, при цьому вони утворюють замкнену коробчасту конструкцію, що має підвищену жорсткість, що, в свою чергу, дозволяє підвищити вагову ефективність літака (Егер С.М. Основы авиационной техники: Учебник для студентов высш. учебн. Заведений. Москва: Машиностроение, 2003. 720с.).

Відомий літак аналог не є придатним для здійснення повітряного старту важких ракет внаслідок того, що його фюзеляж з огляду на міцність є двухопорною балкою, і при цьому ракета, будучи закріпленою на фюзеляжі, буде нести небажані згинальні навантаження.

В основу корисної моделі поставлена задача вдосконалення літака прототипу, в якому шляхом модифікації конструкції фюзеляжа і крила забезпечується більша рівномірність розподілу підйомної сили уздовж довжини фюзеляжа. За рахунок цього збільшується вантажопідйомність літака і досягається можливість перевезення довгих габаритних вантажів, наприклад важких ракет.

Поставлена задача вирішується тим, що фюзеляж літака утворюється із набору (наприклад

чотирьох) розташованих уздовж його довжини арок, верхні частини яких з'єднуються позовжньою балкою. На нижніх кінцях всіх арок міститься колісне шасі. Ракета, що підлягає запуску, в режимі стоянки, будучи закріпленою до усіх арок, утримується таким чином розподіленою уздовж її довжини силою реакції арок. Для забезпечення рівномірності розподілу несучої сили в режимі польоту конструкція доповнюється додатковими консолями крил. Передня пара додаткових консолей кріпиться на позовжній балці, має додатковий злом і стріловидність, і її кінці з'єднуються із середніми частинами задніх консолей. Задня пара додаткових консолей кріпиться також на позовжній балці, має від'ємний злом і стріловидність, і її кінці з'єднуються із середніми частинами передніх консолей.

Додаткові крилові консолі забезпечують додаткову підйомну силу, що є більш рівномірно розподіленою уздовж довжини літака, що зумовлює позитивний технічний ефект. При цьому збільшується кількість з'єднань консолей, у яких негативні ефекти аеродинамічної інтерференції зменшують сумарну підйомну силу і аеродинамічну якість, але ці ефекти діють пропорційно лінійним розмірам крил і кількості їх з'єднань, а сумарна підйомна сила зростає пропорційно площі крила, тобто квадрату лінійних розмірів. Тому завжди знайдеться достатньо великий розмір об'єкту, при якому забезпечується зростання аеродинамічної якості. Поряд з цим завдяки додатковим консолям збільшується жорсткість конструкції в цілому, що дозволяє зменшити вагу конструкції і підвищити її вагову ефективність. При наборі висоти вантаж - ракета відокремлюється від літака - носія шляхом одночасного роз'єднання елементів (наприклад взривболтів) її кріплення до арок. Подальше прискорення ракети здійснюється в автоно-

(19) UA (11) 49400 (13) U

мному режимі за рахунок власних двигунів. При цьому можливий варіант (за результатами оптимізації профілю польоту) відокремлення ракети із запущеними двигунами, коли частина шляху набору висоти здійснюється при використанні сумарної тяги літака і ракети, і аеродинамічної якості носія.

Суть корисної моделі пояснюється кресленням, на якому зображено літак.

Літак містить арки 1, 2, 3, 4, які з'єднуються по-довжньою балкою 5. Нижні частини арок містять колісне шасі 6. Корисний вантаж - ракета 7 розміщується всередині арок 1, 2, 3, 4 під балкою 5. Передні консолі крила 8 кріпляться в нижніх частинах арки 1. Задні консолі 9 кріпляться на закінцях двох кілів 10. Кілі 10 з'єднуються стабілізатором 11. Закінцівки кілів обладнуються обтічниками 12. Передні консолі 8 і задні консолі 9 з'єднуються за допомогою обтічників 13. Додаткові передні консолі крила 14 кріпляться в верхній частині арки 2, а їх кінці з'єднуються з консолями 9 за допомогою обтічників 15. Задні додаткові консолі 16 кріпляться на верхній частині арки 3, а їх кінці з'єднуються із передніми консолями 8 за допомогою обтічників 17. Передні консолі крила 8 мають турбореактивні двигуни 18.

Літак працює таким чином.

Ракета 7 збирається на колісному залізнодорожному шасі, за його допомогою переміщується в простір під балкою 5, і закріплюється на балці 5 бокових частинах арок 1, 2, 3, 4 за допомогою елементів кріплення, наприклад взривболтів. Елементи кріплення мають керовані демпфери і пружні елементи, які в польоті керуються за принципом обмеження максимальної допустимої нерівності

реакції аеродинамічних, пружних і інерційних сил, що діють на ракету. Із змонтованою ракетою літак розбігається за рахунок тяги власних двигунів 17, і відривається від землі, при цьому не збільшуючи кут атаки. Далі він набирає висоту і швидкість, що зараховуються із умови максимуму вагової ефективності системи в цілому шляхом постановки відповідної варіаційної задачі. При оптимізації профілю набору висоти враховується тенденція зниження ефективності власних двигунів літака з набором висоти, і можливість включення двигунів ракети до її відділення від літака, що дозволяє використати його аеродинамічну якість. На завершальному етапі синхронно спрацьовують вузли кріплення ракети до літака, ракета втрачає механічний зв'язок із літаком, і під силою ваги, не міняючи положення по тангажу, рухається вниз, дещо втрачаючи висоту. В альтернативному варіанті завершального етапу літак рухається по колу в продовжній площині так, що відцентрова сила компенсує вагу. Відділення ракети в цьому разі відбувається без суттєвих скачків по навантаженнях на конструкцію. Цей маневр має назву «горка». Після відділення ракети подальша її траєкторія реалізується за рахунок власних реактивних двигунів і власної системи керування.

У разі використання літака наприклад для гасіння пожеж замість ракети він завантажуються контейнером, що містить вогнегасну речовину. Контейнер може бути змінним, і мати наприклад призначення для перевезення пасажирів, або деяких вантажів.

Найбільш суттєвим є призначення літака для боротьби із астероїдною загрозою для Землі.

