



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 56675

(13) A

(51) 7 B64D5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС

ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ
НА ВИНАХІДВИДАЄТЬСЯ ПІД
ВІДПОВІДАЛЬНІСТЬ
ВЛАСНИКА
ПАТЕНТУ

(54) АВІАЦІЙНИЙ РАКЕТНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ТРАНСПОРТУВАННЯ І ЗАПУСКУ В ПОВІТРІ РАКЕТИ

1

2

(21) 2002086713

(22) 13 08 2002

(24) 15 05 2003

(46) 15 05 2003, Бюл. № 5, 2003 р.

(72) Гонтаровський Віталій Опанасович, Затишняк Петро Васильович, Кюрчев Ігор Якович, Конюхов Станіслав Миколайович, Легеза Володимир Семенович, Макаренко Андрій Олександрович, Середа Валентин Дем'янович, Цветков Михайло Михайлович, Шевцов Євген Іванович

(73) ДЕРЖАВНЕ КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ" ІМ. М. К. ЯНГЕЛЯ

(57) 1. Авіаційний ракетний комплекс для транспортування і запуску в повітрі ракети, що включає літак з фюзеляжем, обладнаним у хвостовій частині отвором для десантування, і ракету, розташовану на транспортно-пусковій платформі (ТПП), що на момент скидання ракети висунута за отвір для десантування, який відрізняється тим, що на силовій підлозі літака жорстко монтовані захвати з фіксаторами, дві напрямні з роликівими опорами і лафети, у які встановлені штовхачі, що взаємодіють із ТПП, рухомо встановленою в напрямні з роликівими опорами, при цьому ТПП виконана у вигляді коритоподібного профілю фермової конструкції, бічні ферми якої зверху і знизу оснащені рейками, причому нижні рейки взаємодіють із напрямними з роликівими опорами, а верхні рейки утворюють напрямні на які рухомо встановлені візки, при цьому до поперечних балок візків знизу за допомогою розривних елементів підвищена ракета.

2. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що бічні ферми ТПП виконані у вигляді двох подовжніх паралельних просторових напрямних, рознесених між собою по горизонталі, і мають поперечний розріз у вигляді рівнобедреного трикутника, у вершинах якого жорстко монтовані рейки, причому на головках верхніх рейок оберті візки, а головками нижніх пар рейок ТПП оберта на напрямні з роликівими опорами.

3. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, який відрізняється тим, що нижні рейки утворюють основи бічних ферм, які на частині довжини від переднього по напрямку руху літака торця ТПП з'єднані між собою поперечними балками з монтованими на них регульованими по висоті

опорами з ложементами, а на частині ТПП, що залишилася, утворений отвір.

4. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, 3, який відрізняється тим, що крайня поперечна балка ТПП має довжину більшу за ширину ТПП і утворює зачепи.

5. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 2, який відрізняється тим, що передній торець ТПП обладнаний опорним кільцем, орієнтованим коаксіально ракеті і жорстко монтованим до бічних ферм ТПП, а задній торець ТПП обладнаний аркою, розташованою вище найбільшого поперечного розрізу ракети.

6. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 5, який відрізняється тим, що ракета обладнана опорними площадками, а до опорного кільця ТПП шарнірно монтовані штовхачі, обладнані сферичними упорами, які оберті в опорні площадки на ракеті, при цьому штовхачі утворюють жорсткі подовжні упори між ракетою і ТПП.

7. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 5, який відрізняється тим, що між опорним кільцем ТПП і ракетою шарнірно монтовані стяжки, обладнані розривними елементами, що утворюють подовжній зв'язок між ракетою і ТПП.

8. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що напрямні з роликівими опорами, виконані у вигляді окремих блоків, корпуси яких мають коробчасту конструкцію, а бічні подовжні стінки корпусів мають "Г"-подібні відгини, що входять у подовжні вибірки профілю рейок.

9. Авіаційний ракетний комплекс за пп. 1, 3, який відрізняється тим, що на передньому торці ТПП до основ бічних ферм жорстко монтовані силові площадки, що приєднані за допомогою розривних елементів до лафетів, до яких шарнірно монтовані штовхачі, обладнані регульованими сферичними упорами, що контактують із силовими площадками бічних ферм ТПП, причому подовжні осі штовхачів колінеарні осі ракети.

10. Авіаційний ракетний комплекс за п. 1, який відрізняється тим, що кожний візок складається з двох боковин із подовжніми силовими балками, у кожну з яких пружно монтовані два колеса, обладнані двома ребордами, а між колесами в подовжніх силових балках боковин встановлені підшипники, в які монтовані цапфи поперечних

(13) A

(11) 56675

(19) UA

силових балок, що об'єднують дві боковини візків і обладнані ложементами з кутом охоплення меншим за 180 град, жорстко з'єднаними з ракетою за допомогою розривних елементів, установлених паралельно площині відділення

11 Авіаційний ракетний комплекс за пп 1, 10, який **відрізняється** тим, що на зовнішніх поверхнях боковин візків жорстко монтовані "Г"-подібні кронштейни, виступи яких входять у подовжні вибірки профілю верхніх рейок ТПП

12 Авіаційний ракетний комплекс за пп 1, 10, який **відрізняється** тим, що боковини візків обладнані автозчіпними буферними пристроями

13 Авіаційний ракетний комплекс за пп 1, 10, який **відрізняється** тим, що до боковин візків за допомогою розривних елементів закріплені кронштейни, а між кронштейнами і фюзеляжем літака шарнірно закріплені по дві похилі пружні розтяжки і еластична бічна відтяжка

Винахід належить до авіаційно-космічної галузі, а саме до авіатransпортних пристроїв доставки споряджених великогабаритних ракет у район пуску і запуску їх у верхніх шарах атмосфери

Відомі авіаційні ракетні комплекси [1]-[7], що складаються з літака і ракети, встановленої усередині фюзеляжу літака або закріпленої на зовнішній підвісі

Основними недоліками цих комплексів є

- неможливість запуску ракет середнього класу, габарити котрих порівнянні з габаритами літака [2], [3],

- необхідність розробки і відпрацювання спеціального літака-носія [4]-[6],

- низька надійність і безпека старту, а також значні втрати енергетики ракети [1], [7]

Найбільш близьким аналогом до запропонованого є авіаційний ракетний комплекс (АРК), наведений в описі до Деклараційного патенту України №45179А від 15.03.2002р [1] - прототип, у якому передбачено установку ракети на роликових опорах усередині транспортно-пускового контейнера (ТПК), що складається з транспортного контейнера циліндричної форми і прикріпленої до нього пускової платформи, виконаної у вигляді наполовину зрізаного циліндра, на кінці якого встановлений упор, при цьому ТПК обладнаний двома парами гладких направляючих, виконаних рознесеними по вертикалі і горизонталі ТПК на момент скидання ракети за допомогою витяжного парашута висунутий за обводи літака, при цьому упор ТПК входить у зачеплення з ловителем, встановленим у хвостовій частині літака. Відстані між кінцями направляючих виконані рівними відстані між роликовими опорами ракети, що забезпечує одночасний схід ракети з направляючих і, як наслідок, відсутність кутових збурень ракети відносно літака. Після скидання ракети відбувається перецеплення витяжного парашута і розворот ракети в стартове положення

Недоліками цього АРК є

1 Для забезпечення одночасного сходу ракети з опор необхідно висувати довгу консоль, щоб на момент сходу ракета цілком вийшла за отвір для десантування, що призведе до необхідності підсилення корпусу ТПК і підвищення його маси, а також до підвищення навантажень на літак

2 Через використання парашута при

висуванні ТПК і ракети збільшується час процесу старту, і, як наслідок, збільшуються збурення і навантаження на літак

3 Для установки ракети в стартове положення необхідно перечіпляти парашут і розвертати ракету після її сходу з опор, що знижує надійність

комплексу, при цьому ракета втрачає висоту і набирає швидкість, спрямовану вертикально вниз, що знижує енергетику комплексу і масу корисного навантаження

4 Необхідно додатково відділяти від ракети елементи стартових конструкцій після її скидання з літака, таких як парашут і роликові опори, що в умовах нестационарних аеродинамічних впливів може призвести до їх зачепів і зіткнення з ракетою

5 У зв'язку з виникненням великих зосереджених сил і моментів необхідно підсилювати корпус ракети в місцях кріплення роликових опор

6 У зв'язку з великими контактними деформаціями в місцях контакту роликових опор із направляючими виникають підвищені сили опору

В основу винаходу авіаційного ракетного комплексу для транспортування і запуску в повітрі ракети поставлена задача шляхом доробки транспортного літака з фюзеляжем, обладнаним у хвостовій частині отвором для десантування, а саме жорсткої установки на силовий підлозі літака захватів з фіксаторами, направляючих з роликовими опорами, з установленою в них транспортно-пусковою платформою (ТПП), і пафетів зі штовхачами, що взаємодіють з ТПП, виконаною у вигляді коритоподібного профілю ферменної конструкції, бічні ферми якої зверху і знизу постачені рейками, причому нижні рейки взаємодіють з направляючими з роликовими опорами, а верхні рейки утворюють направляючі на які рухомо встановлені візки, до поперечних балок яких знизу за допомогою розривних елементів підвищена ракета, забезпечити доставку ракети в точку старту, підготовку і проведення запуску у верхніх шарах атмосфери надійно без зіткнення з мінімальними втратами висоти і швидкості ракети, і мінімальними збуреннями літака і ракети за рахунок процесу старту, розміщення у вантажному відсіку літака ракети максимально великих габаритів і маси, багаторазове застосування конструктивних елементів комплексу і мінімальну вартість стартового устаткування і старту

Зазначена задача в запропонованому АРК

вирішується за рахунок застосування таких суттєвих ознак

Суттєві ознаки спільні для прототипу і винаходу

1 Фюзеляж літака обладнаний у хвостовій частині отвором для десантування,

2 Ракета розташована на ТПП, що на момент скидання ракети висунута за отвір для десантування,

Відмінні суттєві ознаки, достатні у всіх випадках

3 На силовій підлозі літака жорстко монтовані захвати з фіксаторами, дві направляючі з роликовими опорами і лафети,

4 У лафети встановлені штовхачі, що взаємодіють із ТПП,

5 ТПП рухомо встановлено в направляючі з роликовими опорами,

6 ТПП виконана у вигляді коритоподібного профілю ферменної конструкції, бічні ферми якої звернуто зверху і знизу постачені рейками,

7 Нижні рейки ТПП взаємодіють із направляючими з роликовими опорами, а верхні рейки утворюють направляючі, на які рухомо встановлені візки, при цьому до поперечних балок візків знизу за допомогою розривних елементів підвішена ракета

Відмінні суттєві ознаки, що характеризують винахід лише в окремих випадках

8 Бічні ферми ТПП виконані у вигляді двох подовжніх паралельних просторових направляючих рознесених між собою по горизонталі і мають поперечний переріз у вигляді рівнобедреного трикутника, у вершинах якого жорстко монтовані рейки, причому на голівки верхніх рейок обперті візки, а голівками нижніх пар рейок ТПП обперта на направляючі з роликовими опорами

9 Нижні рейки утворюють основи бічних ферм, які на частині довжини від переднього по напрямку руху літака торця ТПП з'єднані між собою поперечними балками з монтованими на них регульованими по висоті опорами з ложементами, а на частині ТПП, що залишилася, утворений отвір

10 Крайня поперечна балка ТПП має довжину більшу ширини ТПП і утворює зачепи

11 Передній торець ТПП обладнаний опорним кільцем, орієнтованим коаксіально ракеті і жорстко монтованим до бічних ферм ТПП, а задній торець ТПП обладнаний аркою, розташованою вище найбільшого поперечного перерізу ракети

12 Ракета обладнана опорними площадками, а до опорного кільця ТПП шарнірно монтовані штовхачі, обладнані сферичними упорами, котрі обперті на опорні площадки на ракеті

13 Між опорним кільцем ТПП і ракетою шарнірно монтовані стяжки, обладнані розривними елементами

14 Направляючі з роликовими опорами, виконані у вигляді окремих блоків, корпусу яких мають коробчасту конструкцію, а бічні подовжні стінки корпусів мають "Г"-подібні відгини, що входять у подовжні вибірки профілю рейок

15 На передньому торці ТПП до основ бічних ферм жорстко монтовані силові площадки, що

приєднані за допомогою розривних елементів до лафетів, до яких шарнірно монтовані штовхачі, обладнані регульованими сферичними упорами, що контактують із силовими площадками бічних ферм ТПП, причому подовжні осі штовхачів колінеарні осі ракети

16 Кожний візок складається з двох боковин із подовжніми силовими балками, у кожную з яких пружно монтовані два колеса, обладнані двома ребордами, а між колесами в подовжніх силових балках боковин встановлені підшипники, у які монтовані цапфи поперечних силових балок, що об'єднують дві боковини візків і обладнані ложементами з кутом охоплення менше 180град, жорстко з'єднаними з ракетою за допомогою розривних елементів, встановлених паралельно площині відділення

17 На зовнішніх поверхнях боковин візків жорстко монтовані "Г"-подібні кронштейни, виступи яких входять у подовжні вибірки профілю верхніх рейок ТПП

18 Боковини візків обладнані автозчепними буферними пристроями

19 До боковин візків за допомогою розривних елементів закріплені кронштейни, а між кронштейнами і фюзеляжем літака шарнірно закріплені по дві похилі пружні розтяжки і еластична бічна відтяжка

Приведені суттєві ознаки забезпечують прояв таких нових технічних властивостей винаходу

1 Направляючі з роликовими опорами, у які рухомо встановлена ТПП, дозволяють забезпечити спрямоване висування ТПП за отвір для десантування, при цьому не збільшують вагу конструкції ТПП, а також забезпечують обмеження переміщення ТПП у площині підлоги без відриву від направляючих

2 Наведена конструкція бічних ферм дозволяє одержати велику згинну жорсткість ТПП при відносно невеликих розмірах, а трикутний переріз забезпечує стійкість кожної із боковин окремо при навантаженні ТПП вагою ракети. При цьому рейки ТПП є не тільки направляючими, але і несучими елементами ферм, що знижує масу ТПП

3 Поперечні балки дозволяють об'єднати бічні ферми ТПП у єдину конструкцію, а опори, розташовані на них, служать «постілью» для ракети і дозволяють утримувати її при підвищених навантаженнях, що виникають при злеті і посадці літака. Перед стартом ракети опори опускаються і звільняють простір для переміщення ракети. При скиданні ракети ТПП висувається за отвір для десантування і частина її консольне виходить за обводи літака і дозволяє після відділення скинути ракету, що знаходиться між бічними фермами ТПП

4 Штовхачі, наприклад пневматичні, встановлені в лафети, які монтовані на силовій підлозі літака, призначені для розгону ракети і надання їй відносної швидкості. При переміщенні ракети в літаку відбувається переміщення центру мас системи, що призводить до виникнення кутових збурень літака. При цьому чим довше час процесу скидання ракети, тим більше збурення літака і ракети, що повинні бути парирувані органами керування літака. Збурення літака і дії по

іхньому парированню призводять до нестабільності процесу старту. Для зменшення збурень час процесу повинен бути мінімальним. Проведені розрахунки показали, що для АРК розробленого на базі літака АН-124-100 «Руслан» призначеного для запуску ракети масою ~65 т час процесу повинен складати 2-3 с. При збільшенні часу процесу скидання виникають збурення, які можуть викликати несанкціоноване втручання в процес старту з боку автоматики літака або пілотів. Застосовані пневматичні штовхачі здатні забезпечити стабільні, контрольовані і великі по величині зусилля, регулювання зусиль і максимальну роботу при мінімальній масі, а також забезпечують багаторазове використання. Так для зазначеного вище АРК установка пневматичних штовхачів, що забезпечують зусилля від 150 до 100 тс на ході 2,5 м, дозволяє забезпечити час процесу скидання ракети 2-5 с і подовжні перевантаження на ракеті не більш 2,5 одиниць. Обмеження по величині подовжнього перевантаження накладається розробниками корисного навантаження і для більшості космічних апаратів не перевищує 2,5 одиниць.

5. Установка між опорним кільцем ТПП і силовими площадки на ракеті штовхачів, а також утворення на поверхні ТІШ зачепів і монтаж на силовій підлозі літака захватів з фіксаторами, забезпечує зупинку, уловлення і фіксацію ТІШ. На момент закінчення висування ТПП має велику кінетичну енергію, яку необхідно «погасити» для її зупинки. Так при масі ТПП 15 т і швидкості 15 м/с її енергія на момент висування складає приблизно $170 \text{ тс} \cdot \text{м}$ і при її зупинці на ході їм середня сила гальмування повинна складати 170 тс. Для погашення такої енергії використана спеціальна система з застосуванням штовхачів, які розштовхують ракету і ТПП, при цьому ракета додатково розганяється, а ТПП гальмується. Це знижує навантаження на літак при зупинці ТПП захватами з фіксаторами.

6. Установка ракети в ТПП за допомогою візків забезпечує можливість переміщення ракети відносно ТПП. Наявність у кожного візка чотирьох коліс дозволяє більш рівномірно розподілити навантаження від ракети на верхні рейки ТПП, а наявність у кожного колеса двох гребенів обмежує бічні зсуви ракети при русі по ТІШ. Для «згладжування» нерівностей і неточностей конструкцій ТПП і ракети колеса в боковини встановлені пружно.

7. Поперечні силові балки візків разом з цапфами і підшипниками подовжніх силових балок утворюють вісь обертання РН у площині її відділення. Це виключає навантаження ракети згинаючим моментом у місцях її кріплення до візків. Крім цього, вісь обертання на задньому по напрямку скидання візку дозволяє ракеті здійснювати поступально-обертальний рух відносно ТПП при русі на однім візку. У запропонованому пристрої передбачено, що спочатку розривається зв'язок ракети з першим візком, а потім, після поступально-обертального переміщення ракети і виходу її за отвір для десантування, розривається зв'язок ракети з другим візком. Це дозволяє істотно зменшити

довжину консольної частини ТПП.

8. «Г» подібні кронштейни, жорстко встановлені на зовнішніх поверхнях боковин візків, виступи яких входять у подовжні вибірки профілю верхніх рейок ТПП, виключають відрив візків від рейок, у т.ч. при уловлюванні візків після відділення ракети.

9. Автозчепні буферні пристрої, якими обладнані боковини візків, після скидання ракети зупиняють і фіксують візки на ТПП.

10. Розтяжки, закріплені між кронштейнами на боковинах візків і фюзеляжем літака, використовуються для закріплення ракети у вертикальному напрямку, при цьому в поперечному напрямку ракета оберта на опори, описані в п. 3. Ракету необхідно утримувати відносно літака на етапі транспортування, в т.ч. при злеті, посадці літака та в аварійних ситуаціях, коли виникають підвищені навантаження. Відтяжка призначена для відведення розтяжок, після розриву зв'язків між візками і літаком.

11. Арка, розташована на задньому торці бічних ферм ТПП, служить для надання додаткової жорсткості і стійкості конструкції транспортно-пускової платформи.

12. Установка на силовій підлозі літака лафетів, до яких за допомогою розривних елементів закріплена ТПП, і в які встановлені штовхачі розгону платформи, забезпечує утримання транспортно-пускової платформи на літаку при транспортуванні і передачу зусиль штовхачів до платформи при її розгоні, що дозволяє значно знизити масу платформи. Лафети також служать упорами для транспортно-пускової платформи у випадку аварійної посадки літака.

13. Стяжки, шарнірно встановлені між опорним кільцем ТПП і ракетою, призначені для фіксації ракети на ТПП у подовжньому напрямку.

Таким чином сукупність нових суттєвих відмінних ознак разом із відомими забезпечили прояв нових технічних властивостей АРК і, як наслідок, дозволили одержати новий технічний результат, який полягає в створенні авіаційного ракетного комплексу, що включає літак з фюзеляжем, обладнаним у хвостовій частині отвором для десантування, і ракету, розташовану на транспортно-пусковій платформі, що на момент скидання ракети висунута за отвір для десантування, і в якому на силовій підлозі літака жорстко встановлені захвати з фіксаторами, дві направляючі з роликівими опорами і лафети, у які встановлені штовхачі, що взаємодіють із ТПП, рухомо встановленою в направляючі з роликівими опорами, при цьому ТПП виконана у вигляді коритоподібного профілю ферменної конструкції, бічні ферми якої зверху і знизу постачені рейками, причому нижні рейки взаємодіють із направляючими з роликівими опорами, а верхні рейки утворюють направляючі на які рухомо встановлені візки, при цьому до поперечних балок візків знизу за допомогою розривних елементів підвішена ракета, що здатний забезпечити доставку ракети в точку старту, підготування і проведення запуску у верхніх шарах атмосфери надійно без зіткнення з мінімальними втратами висоти і швидкості ракети, і мінімальними

збуреннями літака і ракети за рахунок процесу старту. При цьому конструкція комплексу дозволяє розміщати у вантажному відсіку літака ракету максимально великих габаритів і маси і забезпечує його багаторазове застосування. Після скидання ракети від неї не відокремляється ніяке допоміжне стартове устаткування, а вартість стартового устаткування і старту мінімальні.

Крім цього конструкція комплексу дозволяє проводити установку ракети в літак без демонтажу платформи, що істотно підвищує стабільність процесу старту і надійність комплексу в цілому, і знижує витрати на експериментальне відпрацювання.

Суть винаходу пояснюється кресленнями, де

- на фіг 1 схематично зображений загальний вид АРК у положенні для транспортування,

- на фіг 2 схематично зображений загальний вид АРК у положенні на момент скидання ракети,

- на фіг 3 зображений вид А фіг 1, вид зверху,

- на фіг 4 зображений переріз Б-Б фіг 1, вид із торця,

- на фіг 5 зображений виносний елемент С фіг 1, де укрупнено показаний передній візок з розтяжками і захвати з фіксаторами,

- на фіг 6 зображений виносний елемент Д фіг 1, де укрупнено показані лафети зі штовхачами, задній візок, передній торець ТПП з опорним кільцем штовхачами і стяжками.

На кресленнях схематично зображений АРК, що складається з літака 1, обладнаного отвором 2 для десантування, транспортно-пускової платформи 3 і ракети 4. ТПП встановлена в напрямлюючі 5 з роликовими опорами і «Г» подібними відгинами 6 і закріплена до лафетів 7, у які встановлені пневматичні штовхачі 8. У бічні ферми 9 ТПП жорстко монтовані верхні рейки 10 і нижні рейки 11. Бічні ферми 9 з'єднані між собою поперечними балками 12 із регульованими по висоті опорами 13. Передній торець ТПП обладнаний опорним кільцем 14, між опорним кільцем 14 і ракетою 4 встановлені пневматичні штовхачі 15 і стяжки 16. На задньому торці бічні ферми 9 ТПП з'єднані між собою аркою 17. Зачепи 18 на поверхні ТПП при її зупинці входять у зачеплення з захоплювачами з фіксаторами 19.

На ТПП рухомо встановлені два візки, передній 20 (по напрямку скидання) і задній 21. Кожен візок складається з двох боковин 22, у кожну з яких монтовані два колеса 23. Між колесами в боковині візків встановлені підшипники 24, у які монтовані цапфи 25 поперечних силових балок 26, що об'єднують дві боковини візків і обладнані ложементами 27 із кутом охоплення менше 180 градусів, жорстко з'єднаними з ракетою 4. На зовнішніх поверхнях боковин візків жорстко монтовані «Г» подібні кронштейни 28, а також закріплені кронштейни 29. Між кронштейнами 29 і фюзеляжем літака закріплені пружні розтяжки 30 і еластична бічна відтяжка 31. Боковини візків обладнані автозчепними буферними пристроями 32.

Старт ракети відбувається в наступній послідовності:

Після виходу літака 1 у район старту по команді системи керування відбувається відстріл

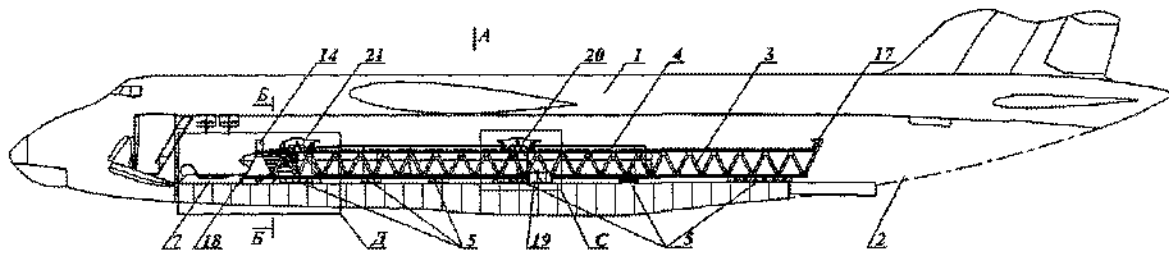
кронштейнів 29, при цьому відтяжками 31 розтяжки 30 притягаються до фюзеляжу літака, відведення опор 13, установлених на балках 12, і відкриття ступок отвору для десантування 2. Далі відбувається розрив зв'язків між транспортно-пусковою платформою 3 і лафетами 7 і спрацьовують штовхачі 8, що надають платформі 3 лінійну швидкість, направлену вбік отвору для десантування 2. Після того як платформа 3 по напрямлюючим 5, утримувану за нижні рейки 11 відгинами 6, висунеться за отвір для десантування 2 (приблизно на половину довжини) відбувається розрив стяжок 16 між ракетою 4 і опорним кільцем 14 платформи 3. Після цього ракета 4 по верхніх рейках 10 боковин 9 починає переміщатися по платформі 3 і спрацьовує друга група штовхачів 15, що гальмують платформу 3 і дорозганяють ракету 4. Наприкінці ходу спрацьовування штовхачів 15 відбувається уповільнення зачепів 18 платформи 3 захватами 19 і її фіксація.

Ракета 4 продовжує рух по платформі 3 і за 1-2 метра до того як передній візок 20 доходить до арки 17 платформи 3 відбувається розрив зв'язків між ложементами 27 візка 20 і ракетою 4. Після чого ракета 4 рухається по напрямлюючим на платформі 3 і повертається навколо осі, утвореної поперечними балками 26 із цапфами 25, що входять у підшипники 24 боковин 22 візка 21. Після виходу ракети 4 за отвір для десантування 2 літака 1 відбувається розрив зв'язків між ракетою 4 і ложементами 27 візка 21. Обидва візки 20, 21 під час руху спираються на верхні рейки 10 колесами 23 і утримуються кронштейнами 28, а після розриву зв'язку з ракетою 4 уповільнюються і фіксуються пристроями 32 на платформі 3. Літак 1 здійснює маневр відходу, а на ракеті 4 через 2-3 секунди вільного падіння відбувається запуск маршового двигуна. Літак 1 засобами штатного вантажно-розвантажувального устаткування втягує транспортно-пускову платформу 3 і закриває ступки отвору 2, після чого повертається на базовий аеродром.

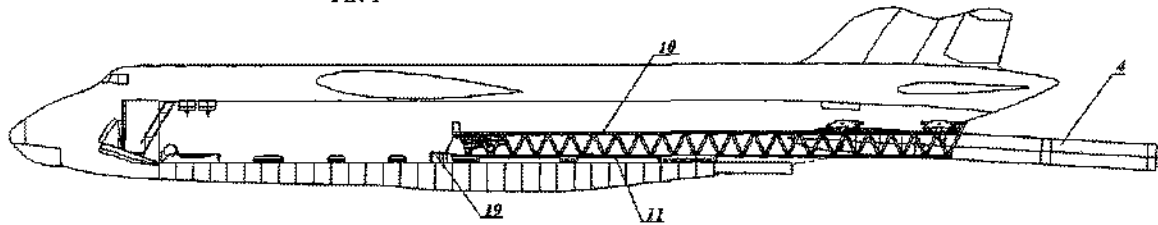
В ДКБ "Південне" проведені конструкторські проробки, розрахунки міцності та динаміки процесу старту ракети з літака, що дозволило вибрати і оптимізувати основні параметри АРК. Також створений макет АРК у масштабі 1:20. Проведені проекти і конструкторські проробки свідчать про можливість створення заявляемого АРК і здійснення обраної схеми старту.

Література

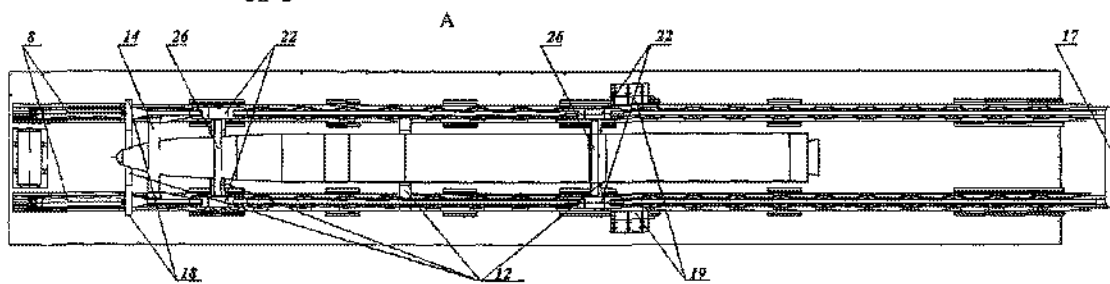
- 1 Деклараційний патент України №45179А від 15.03.200 р., - Прототип.
- 2 Pegasus User's Guide, 1996-2000 by Orbital Sciences Corporation.
- 3 «Січ-1М» Технический отчет, 21.13807.307 ОТ/ГКБ «Южное», - 1999.
- 4 Материали по самолету «Молния-1000 «Герань», www.buran.ru.
- 5 «Авиационно-космическая система «Спираль», www.buran.ru.
- 6 «Буря» и «Буран», А. Железняков, - 1998.
- 7 «Авиационно-ракетный комплекс космического назначения «Воздушный старт»/Аэрокосмическая корпорация «Воздушный старт», www.airlaunch.ru.



Фиг. 1

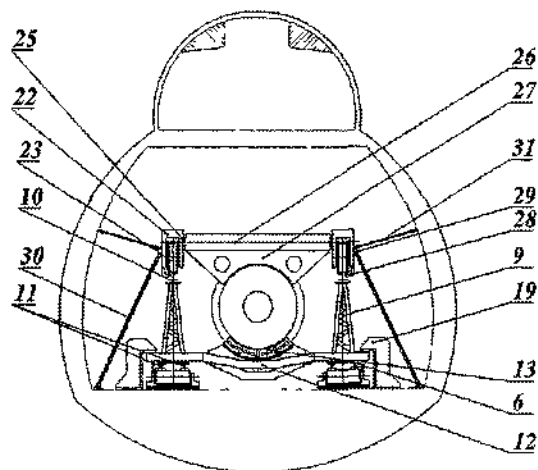


Фиг. 2

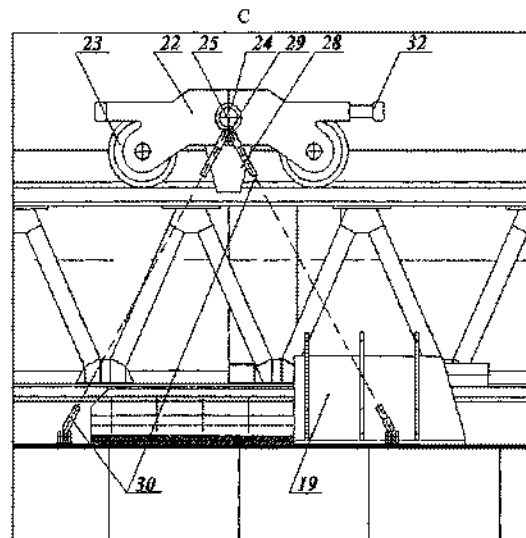


Фиг. 3

Б-Б

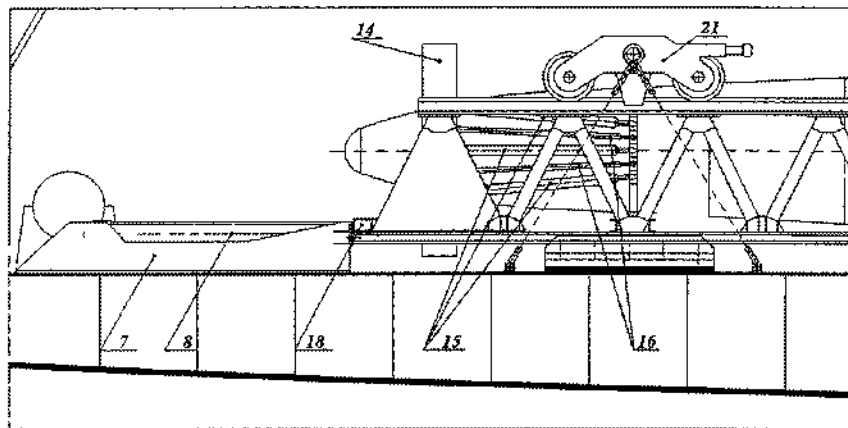


Фиг. 4



Фиг. 5

Д



Фиг. 6