



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **79908** (13) **U**
(51) МПК (2013.01)
B64C 1/00
B64C 7/00
B64C 15/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

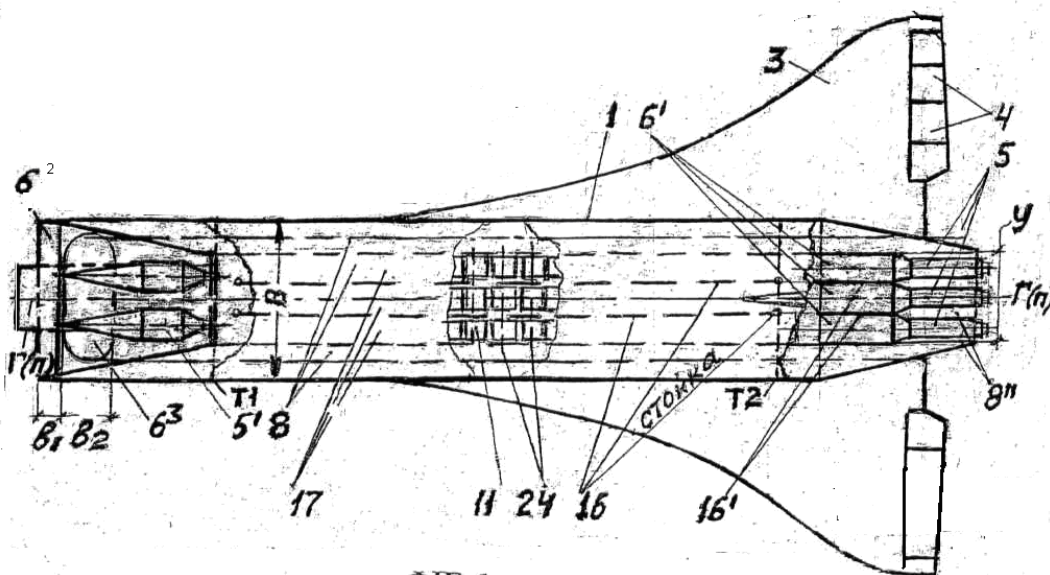
(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

| | | | |
|--|----------------------------|---------------------|---|
| (21) Номер заявки: | u 2012 11053 | (72) Винахідник(и): | Волох Борис Федотович (UA) |
| (22) Дата подання заявки: | 24.09.2012 | (73) Власник(и): | Волох Борис Федотович, вул. Рішельєвська, 11, кв. 15, м. Одеса, 65026 (UA) |
| (24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: | 13.05.2013 | | |
| (46) Публікація відомостей про видачу патенту: | 13.05.2013, Бюл.№ 9 | | |

(54) ЛІТАК

(57) Реферат:

Літак містить одноповерховий фюзеляж, пасажирські салони, перегородки - повітрязабірники, потужні турбовентиляторні головні двигуни, реверс тяги, кабіну пілотів з ліхтарем, елевони, елерони, тристійчасте шасі, пристрої механізації і автоматизації процесів керування роботою механізмів, автоматичним механізмом для переміщення блоків, систем, агрегатів і двигунів лайнера, як об'єкта надзвукової швидкості руху з можливостями керування ним в ручному і автоматичному режимах, сопла. Фюзеляж літака побудований підковоподібною форми в три поверхи, а пасажирські салони і комори розташовані на всіх поверхах. В конфузорі розміщені і закріплені циліндрові двигуни. В периферійних повітрязабірниках до переднього торця конфузора закріплений обруч, а за ним в нижній частині конфузора влаштована перфорована площадка, накрита шибром. Кінець спільного повітрязабірника розділений перегородками.



ФІГ. 1

UA 79908 U

Корисна модель належить до авіації і може бути використана при виготовленні, експлуатації і ремонті літаків такого типу.

Аналіз конструкцій фюзеляжів і носових частин відомих літаків з обліком діючих на них сил шарів нерухомого повітря в процесі їх руху, дає можливість стверджувати, що сучасні літаки мають не ефективні конструкції як фюзеляжів, так і їх носових частин і при цьому, вони недостатньо оснащені пристроями для створення потрібних повітряних потоків, які б зменшували величину аеродинамічного опору і збільшували величину підйомної сили як носової частини фюзеляжу, так і всього корпусу літака, при постійному і невідступному зіткненні їх з шаром нерухомого повітря, яке заключає велику потенціальну енергію спокою.

Корпуси фюзеляжів сучасних пасажирських літаків мають круглу або майже круглу форму (в їх поперечному розрізі), а діаметри - від 4 м і більше.

Конструкції носових частин фюзеляжів можна об'єднати в групи, за такими ознаками:

1. Група, що об'єднує конструкції, які мають вигляд носових частин прямого кругового, тупого конуса. З такою носовою частиною побудована більшість літаків з дозвуковою швидкістю польоту (див. наприклад літаки: ТУ-104, АН-8, ІЛ-18, АН-12, ТУ-154, ІЛ-62 і інші; стор. відповідно: - 224, 226, 227, 228, 252, 240, в книзі - "Самолеты страны Советов". - М, 1974.);

2. Також, які мають вигляд носових частин прямого кругового гострого конуса. З такою носовою частиною фюзеляжу будують надзвукові літаки (див. наприклад літак - "Конкорд" - в журналі "АвіаМастер", 1/2001);

3. Також, що мають модифіковану, гостру частину фюзеляжу, наприклад як у літака ТУ-144 (стор. 254 "Самолеты страны Советов". - М, 1974, див. вище, п. 1) і відрізняються тим, що для поліпшення пілотам огляду місцевості при русі літака, передня частина їх фюзеляжу з голкуватим носом, відхиляється вниз на 20. При цьому кабіна залишається нерухомою. Після виконання зльоту і набору певної висоти і швидкості, носовий обтічник займає проектне, прямолінійне положення по відношенню до подовжньої осі симетрії фюзеляжу - Г(П) - Г(П);

4. До окремої групи конструкцій носової частини та і всього фюзеляжу літаків, віднесена конструкція, в якій початок повітрозабірника (в вигляді отвору) розміщений і виконаний в вершині корпусу носу фюзеляжу, а сам повітрозабірник побудований в тілі фюзеляжу літака, і забезпечує: вхід потрібного об'єму лобового повітря, пропуск і транспорт його (без підкачки) в хвіст, по цьому наскрізному повітрозабірнику, в кінці якого закріплений основний двигун.

По такій, або майже такій схемі збудовано багато літаків невеликої довжини. Це рішення попередників, яке передбачає відбір повітря лобового потоку, що значно зменшує лобовий опір літака. Ця схема зберігається і удосконалюється до сьогоднішніх днів (див. винищувачі всіх країн).

Нижче приводиться перелік створених попередниками літаків цієї групи: - МіГ-9, МіГ-15, МіГ-17, МіГ-19, МіГ-21; стор., відповідно: -182, 198, 202, 222, 234 в наз'Самолеты страны Советов". - М, 1974, див. вище п. 1;

Ла-15, Ла-150, Ла-176, стор. 200, 187, 208, також там;

Як-15, Як-17, Як-23, стор. 183, 197, також там;

Су-15, стор. 208, також там, і інш.

5. Група, яка об'єднує конструкції носових частин відомих літаків з лопатевим гвинтом (з одним або з більшою кількістю), розміщеним в вершині фюзеляжу, симетрично його подовжньої осі. Ця схема створена ще в період розвитку авіації. В ній закладені не погані рішення, над вдосконаленням яких можна займатись окремо.

6. Нову конструкцію корпусу літака з новою конструкцією його носової частини створено так, що це приводить до збільшення пасажировмісності і величини підйомної сили, як фюзеляжем, так і носовою частиною, тобто всім літаком.

Враховуючи викладене (в п. 6), була сформульована задача корисної моделі. Вона полягає в створенні і захисті нової конструкції літака великої пасажировмісності і надзвукової швидкості польоту."

Перший літак з одним поверхом пасажирських салонів Б.Волох захистив патентом України на корисну модель № 62822 19.09.2011р., цей же літак відрізняється від відомих (в т.ч. і від запатентованого автором) тим, що його фюзеляж побудований підковоподібною форми (в поперечному розрізі) і може будуватись в два або три поверхи, з забором повітря теж через носову частину фюзеляжу, але з прокачкою цього чистого повітря через всю довжину фюзеляжу по розміщеному всередині фюзеляжу повітрозабірнику, в хвостову частину, де закріплено (в нашому випадку) три головні турбовентиляторні двигуни.

Літак по цій заявці призначений для польоту з надзвуковою швидкістю. Окрім основного класичного крила, з метою забезпечення максимальної надійності життя пасажирів, він також оснащений додатково "решіткою крилових профілів", яка розміщена в повітрозабірнику і

представляє собою (незалежно від класичного крила) надійну дублюючу систему пристроїв, які забезпечують нормальне утримання літака в повітрі потрібний час, з зависанням над вибраним об'єктом або при польоті в горизонтальній (і вертикальній) площинах з проектною швидкістю "необмежений" час без порушень вимог безпеки.

5 Найбільш близьким аналогом пристрою, що заявляється вибраним є надзвуковий пасажирський літак Ту-144 (див. приведений вище п. 3).

Для спрощення процесу оцінки найближчого аналога (фіг. 4 п ÷ 6 п) і пропонованого літака (фіг. 1 ÷ 10) додаються і фігури креслення і описи для обох об'єктів.

10 Найближчий аналог містить одноповерховий фюзеляж 1 п, в якому розміщені пасажирські салони 8 п і кабіна пілотів 9 п, а в кінці до зовнішньої нижньої частини його корпусу закріплені чотири відокремлені між собою перегородками - повітрозабірники 6 п, на виході з яких в касеті розміщені чотири потужні турбовентиляторні двигуни 5 п, оснащені реверсами тяги, при цьому літак має аеродинамічну схему "безхвостка" з вертикальним оперенням 2 п, трикутним крилом малого здовження, змінної стріловидності 3 п, задній кінець якого зайнятий двома елевонами 4 п, які одночасно виконують функції рулів висоти і елеронів; наділений тристіячастим шасі 7 п і оснащений відповідними пристроями: механізації і автоматизації процесів керування роботою механізмів, блоків, систем, агрегатів і двигунів лайнера, який ввійшов в світ як об'єкт надзвукової швидкості руху з можливістю керування ним як в ручному, так і автоматичному режимі.

20 Загальними суттєвими ознаками відомого літака Ту-144 (фіг. 4п ÷ 6п), та літака, що заявляється (фіг. 1 ÷ 10) є фюзеляж, в об'ємі якого розташовані пасажирські салони і кабіна пілотів, а в кінці його корпусу утворені відокремлені один від одного перегородками повітрозабірники, на виході із яких розміщені потужні турбовентиляторні двигуни, оснащені реверсом тяги, при цьому літак має аеродинамічну схему "безхвостка" з вертикальним оперенням і трикутним крилом змінної стріловидності, задній кінець якого зайнятий двома елевонами, які одночасно виконують функції рулів висоти і елеронів; наділений тристіячастим шасі, оснащений відповідними пристроями механізації і автоматизації процесів керування роботою систем, блоків, агрегатів і двигунів лайнера, як об'єкта надзвукової швидкості руху, з можливостями керування ним в ручному і автоматичному режимах.

30 Причинами, які перешкоджають одержанню необхідного технічного результату є те, що найближчий аналог Ту-144, як і відомі аналоги, затрачує велику потужність своїх двигунів на виконання непродуктивних процесів:

-Ту-144 своєю носовою частиною фюзеляжу, не зважаючи на те, що вона загострена, постійно і неослабно розштовхує зустрічний нерухомий шар лобового повітря, маса якого 35 занадто велика; воно відлітає від носової частини літака - вверху, вниз, вліво, вправо, бо він (літак) не оснащений пристроями, які могли б направляти цей шар, наприклад, на одержання необхідного технічного результату, так як це описано в цій корисній моделі, що заявляється. В корисній моделі носова частина фюзеляжу "перетворена" в "конфузор" 6^к, конусні стінки якого транзитом направляють частину зустрічного повітря на пропелери 15, а частина під дією 40 природних сил перерозподілу величин тиску і зміни напрямку виходу із посудини стиснутого повітря, виривається із конфузора 6^к і через перфоровану площадку 6³ витікає під днище 1" фюзеляжу, породжуючи при цьому реакцію носової частини фюзеляжу 1, реакцію дуже великої сили, яка і є підйомною силою носової частини, а значить і літака;

- на переборювання тертя великої сили між занадто затурбулізованим повітрям і 45 поверхнями абсолютно всіх зовнішніх частин літака, які невідступно рухаються за могутнім генератором турбулізації повітря, в так названому - конусі турбулізації, вершиною якого є носова частина фюзеляжу. Літак рухається в затурбулізованому повітрі і цим все сказано.

Задача корисної моделі полягає в створенні такої конструкції корпусу літака і його носової частини фюзеляжу, які б найбільш вдало проявляли свій вплив на зменшення сили опору лобового повітря і величини сили тертя між зовнішніми поверхнями літака, які проносяться в 50 середовищі повітря, турбулізація якого протікає постійно (на протязі руху літака) і одночасно проявляли б свій вплив на збільшення пасажиромістності, з пропуском регульованих потоків:

певної частини зустрічного повітря прямо по подовжній осі симетрії фюзеляжу (Г(П)-Г(П). 55 фіг. 1 і 2), в хвіст літака, де розміщені головні двигуни - споживачі частини цього чистого повітря, а певної частини - вниз, із конфузора 6^к, через регульований шибєрний пристрій, який містить: перфоровану площадку 6³ (нижній лист) і перфорований шибєрний лист 10' (верхній рухомий лист), оснащений автоматичним механізмом. Повітря через описаний пристрій випускається під днище 1" літака, що створює реакцію, утримуючи цю частину фюзеляжу в повітрі протягом польоту літака або на землі, при роботі двигунів 5'. Дана корисна модель вирішує ці задачі. При

створені запропонованого літака знайдені нові конструкції: носової частини фюзеляжу і корпусу, на всій його довжині, вирішені і інші проблеми.

Вдалий підбір і розміщення устаткування і пристроїв, дали можливість створити повітряні потоки достатньої продуктивності і потужності, з ефективними напрямками руху, що не використовується в аналогах і найближчому аналогу і знижує К.К.Д., отже - і продуктивність і економічність найближчого аналога.

В основу корисної моделі поставлена задача вдосконалення найближчого аналога (фіг. 4п ÷ 6 п), в якому шляхом модифікації конструкції фюзеляжу 1 п (в тому числі і конструкції носової частини) і повітрозабірників 6 п, а також за рахунок зміни складу касети двигунів 5 п і нового розміщення останніх в фюзеляжі з втіленням і інших рішень, дало можливість одержати літак (фіг. 1 ÷ 10), який зменшує величину аеродинамічного опору по всіх площам його фрагментів і збільшує величину його підйомної сили, що привело до можливості підіймати більше вантажу, до здатності здійснювати посадку з коротким розбігом, летіти з надзвуковою крейсерською швидкістю, здійснювати посадку з невеликими швидкостями руху по вертикалі і горизонталі, а це дало можливість збільшити К.К.Д. літака, його продуктивність та економічність. Викладене обґрунтовано збільшить попит на такий об'єкт, а то і приведе до переходу будування літаків по даному рішенню.

Поставлена задача вирішується тим, що в літаку (фіг. 4 п ÷ 6 п), що містить одноповерховий фюзеляж 1 п, в якому розміщені пасажирські салони 8 п і кабіна пілотів 9 п, а в кінці до зовнішньої нижньої частини його корпусу, закріплені чотири відокремлені між собою перегородками, повітрозабірники 6 п, в кожному із яких на виході розміщені в касеті потужні турбовентиляторні головні двигуни 5 п, оснащені реверсом тяги, причому літак має аеродинамічну схему "безхвостка" з вертикальним оперенням 2 п і трикутним крилом змінної стріловидності 3 п, задній кінець якого зайнятий двома елевонами 4 п, які одночасно виконують функції рулів висоти і елеронів; при цьому літак містить тристійчасте шасі 7 п і оснащений відповідними пристроями механізації і автоматизації процесів керування роботою механізмів, блоків, систем, агрегатів і двигунів лайнера, як об'єкта надзвукової швидкості руху, з можливостями керування ним в ручному і автоматичному режимах, згідно з корисною моделлю (див. фіг. 1 ÷ 10), його фюзеляж 1 побудований підковоподібної форми (в поперечному розрізі), конструкція якого дає можливість будувати одно, двох і- триповерхові літаки; по цій корисній моделі описується спорудження триповерхового літака, зовнішні стіни і міжповерхові перекриття якого виконані міцними і непроникними для повітря; конструкція днища 1" на всій довжині фюзеляжу виконана теж міцною, але без вимог "абсолютної" герметизації його; пасажирські салони 8 і комори 8' розташовані на всіх поверххах, а кабіна пілотів 9 з ліхтарем 12 - над конфузорм 6^К (ділянка I), що дає пілотам потрібний надійний огляд необхідної їм площі аеропорту, примикаючої місцевості та безмежного конуса неба; в об'ємі конфузора 6^К розміщені і закріплені, з використанням збірно-розбірних ("з - р") сполучень, два прокачуючих чисте транзитне повітря циліндрові двигуни 5¹, осьові лінії повітряних потоків їх пропелерів 15 направлені так, що вони не виходять за межі центрів входу цих потоків в периферійні повітрозабірники 6'; до попереднього торця конфузора 6^К (фіг. 1, 2, 6) закріплений наприклад електрозварним швом обруч 6, довжиною v_1 (≥ 1500 мм); за обручем - в нижній частині конфузора - на довжині v_2 (~ 3000 мм) і ширині $> v_5$, влаштована перфорована площадка, 6, яка накрита перфорованим листом, власно шибром 10', що оснащений автоматичним механізмом, який переміщає цей лист поздовж осі Г(П) - Г(П), збільшуючи чи зменшуючи площу перфорації, в залежності від величини тиску повітря, яка (величина) змінюється на вході в конфузор 6^К зі зміною швидкості і висоти польоту літака; кінець спільного повітрозабірника 6 (фіг. 1) розділений розрахованою кількістю міцних і щільних перегородок 16' на окремі і рівні між собою повітрозабірники 6', на виході із яких розміщені і закріплені, теж з використанням "з - р" сполучень, - по одному головному двигуну 5 з реверсом тяги (наприклад на Ту-144 Д використані 4 × 20950 КГС; журнал АвіаМастер, 1/2001); повітрозабірники 6' оснащені регульованими входами повітря і соплами, які забезпечують високу ефективність роботи двигунів 5 на всіх режимах польоту літака, при цьому:

по-перше, майже на всій довжині ділянки I₁ (≈ 40000 мм), поздовж лінії симетрії Г(П) - Г(П) повітрозабірника, вбудована розрахована кількість міцних перфорованих діафрагм 16 (фіг. 1 і 2; в корисній моделі - дві), які закріплені до днища 1" і стелі 1^с повітрозабірника 6 так, що вони розділили їх (днище 1" і стелю 1^с) на однакові по ширині смуги 17, при цьому: стіни фюзеляжу 1, днище 1" і стеля Г повітрозабірника 6, з діафрагмами 16 вкупі створили жорстку основу для закріплення на цих фрагментах фюзеляжу 1 дуже важливих вузлів літака: "решітки крилових профілів" 11 з її рамами, профілями 11, приводами, підшипниками осей 24 і інш. (фіг. 8, 1, 2); на діафрагмах 16 виконані отвори розміром: 400 × 60 мм (довж. х шир.), з нахилом їх подовжньої

осі по відношенню до лінії Г(П) - Г(П), під кутом $\alpha_1=7^\circ$ (фіг. 2), загальна площа отворів складає $\sim 5\%$ від площі діафрагм;

по-друге, "решітка крилових профілів" 11, загальною площею ~ 246 м, з її частинами, закріплена теж майже на всій довжині ділянки U і ширині v_5 (фіг.4) повітрязабірника 6 в похилій площині 0-0 (на фіг. 2 - вузол "А", деталі його - фіг. 8); приводи профілів 11 закріплені на стінах фюзеляжу 1 і діафрагмах 16;

по-третє, профілі 11 решітки згруповані і оснащені приводами для можливості здійснення керування (по спец програмі) величиною їх підйомної сили (\pm) P_k , яка змінюється за рахунок включення в роботу певних груп цих профілів 11 і зміни величини кута α (фіг. 8), при (розрахованій) частині відкритих клапанів 10 (фіг. 9), шиберів 11' (фіг.7) і кількості працюючих (один або обидва) двигунів 5', незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці;

по-четверте, за конфузором 6^K , на ділянці $l_1:2$ (довжиною ≈ 20000 мм, фіг. 2, 4, 7), в товщі днища 1", вмонтований шибер 11', так що він накриває площадки - 01, 02, 03, 04, на яких, поздовж лінії Г(П) - Г(П), в листі 1" вирізані продовгуваті прямокутні отвори 11°, а в листі IV зі зміщенням вирізані такі ж отвори; при переміщенні листа 1Г уздовж лінії Г(П) - Г(П) отвори листів 1" і 11' сумістяться між собою і повітря із повітрязабірника 6 буде витікати в атмосферу, що приводить до проявлення профілями 11 підйомної сили;

по-п'яте, на площадках - 05, 06, 07, 08 (друга половина ділянки - $l_1:2$; ≈ 20000 мм) вмонтовані клапани 10 (фіг. 2, 4, 9), які конструктивно об'єднані в групи, для можливості керування величиною підйомної сили літака і силою реверса тяги двигунів 5', теж по спец програмі;

по-шосте, стеля 1° повітрязабірника 6 (включаючи і ділянку I - стелю конфузора 6^K , площею $\sim 61,5$ м²) від точки Л до т. К (фіг. 2 і 6) виконана з різними величинами схилу ("i") і забезпечує можливість одержання достатньо великої додаткової підйомної сили (+) P_c , при працюючих двигунах 5' і відкритих шиберів - 10', IV і клапанах 10, незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці;

по-сьоме, зовнішня поверхня верхньої частини фюзеляжу (даху) 1, від точки Ж до т. Ж' (фіг. 2), виконана теж з різними величинами схилу "i" і забезпечує можливість одержання відповідної додаткової підйомної сили (-) P_1 в процесі польоту або переміщення літака наприклад на території аеропорту, зі швидкістю 75 км/год., і більшою;

по-восьме, кабіна пілотів 9 (фіг. 2, 3, 5, 6) збудована так, що її стіни і ліхтар 12 з пандусом 14, представляють собою добре обтічний повітрям ковпак, значно врізаний (опущений) в об'єм носової частини фюзеляжу 1; спереду оснащений гладким, хоча і коротким ($\sim 3,5$ м) пандусом 14, що значно зменшує величину лобового опору нерухомого повітря носовій частині ліхтаря 12 з його фрагментами; "затильна" частина виконана з гладеньким і пологим схилом і створює велику підйомну силу;

по-дев'яте, вхід в конфузор 6^K , оснащений обручем 6, фіг. 1, 2 і 6 - з міцною стінкою, довжиною v_1 (≥ 1500 мм), яка (стінка) повторює контури вхідного торця конфузора 6^K і закріплена до нього наприклад зварним швом;

по-десяте, в нижній частині конфузора 6^K , на довжині v_2 , в листі днища 1", виділена перфорована площадка 6^3 , яка накрита перфорованим листом - шибером 10' (фіг. 1, 6), оснащеним аналогічною (але зі зміщенням) перфорацією і облаштована автоматичним механізмом закривання і відкривання отворів площадки 6^3 , за рахунок переміщення шибера 10', при зміні тиску повітря в конфузові 6.

Наявність отворів на площадці 6^3 дає можливість відводити лобове повітря під живіт літака, з метою одержання підйомної сили носовою частиною фюзеляжу. Якщо лобове повітря, що входить в конфузор 6^K через обруч 6^2 , зустрічає тиск повітря, воно витікає під літак через отвори площадки 6^3 , які відкриваються на відповідну величину в залежності від тиску повітря в конфузові; вихід повітря під літак породжує реакцію носової частини, тобто - підйомну силу, яка збільшується зі збільшенням величини тиску в 6^K , а при закритих отворах площадки 6^3 , вона зменшується до нуля;

по-одинадцять, для вільного перетікання повітря із смуги 17 в паралельно розміщену аналогічну смугу 17 повітрязабірника 6, на 3 % площі діафрагм 16 виконані отвори розміром 400×60 мм, при цьому, їх продольні осьові лінії розміщені в плоскості "своїх" ділянок діафрагм під кутом $\alpha -7^\circ$ відносно лінії Г(П) - Г(П), фіг. 2. Таке розміщення отворів перфорації діафрагм 16 дає можливість створювати підйомну силу діафрагмами 16 (вірніше вказаними отворами розміром 400×60), якщо потік повітря рухається зі швидкістю ≥ 75 км/год., від двигунів 5' до двигунів 5;

по-дванадцять, такі частини літака, як:

крило 3;

обруч 6^2 конфузора 6^K ;

дві перфоровані діафрагми 16, які збудовані в повітрязабірнику 6 служать для закріплення на них і стінах фюзеляжу 1 підшипників осей 24, рам і приводів, крилових профілів;

дві перегородки 16' повітрязабірників 6';

короткий пандус 14;

5 всі крилові профілі 11;

всі поворотні клапани 10;

оперення 2 і інші частини корпусу літака, які працюють в середовищі потоків повітря з великою швидкістю руху, виконані з тонкою і гострою, як ніж, передньою кромкою, а кожухи прокачуючих двигунів 5¹ виконані у вигляді загостреної конусної форми;

10 по-тринадцяте, продукти спалення пального від прокачуючих двигунів відводяться за межі спільного повітрязабірника по металевих трубах, які оснащені гофрованими вставками, відповідними вузлами закріплення і покриті теплоізолююваним шаром в потрібних місцях.

Запропонована конструкція дає можливість:

15 використовувати пілотами при катастрофічних ситуаціях в повітрі, з метою збереження життя пасажирів, не тільки можливості класичної системи безпеки літака (двигуни 5 та крило 3), а і дублюючу систему, запропонованій корисній моделі, яка включає: двигуни 5' і "Решітку крилових профілів" 11 з стелю 1 дахом фюзеляжу 1 і шибером 10'. Дублююча система здатна забезпечити нормальний політ літака при виході із ладу всіх головних двигунів 5 і навіть при деяких пошкодженнях пристосувань: наприклад шасі;

20 забезпечити рятування пасажирів та екіпажу у випадку аварійної ситуації в повітрі;

вилучити негативний психологічний вплив на реальних і потенціальних пасажирів, з впровадженням запропонованого літака швидкість посадки буде в 2,5 ~ 3,5 рази меншою швидкості посадки широко розповсюджених літаків, а то і рівні "0", що приведе до спокою пасажирів, коли вони будуть згадувати або приймати участь в посадках;

25 зменшити знос запропонованого літака, за рахунок посадки його з невеликою швидкістю руху; при невеликій швидкості руху, літак ударяється об смугу приземлення з меншою силою, і міцність його конструкції зберігається;

злітати (і сідати) зі смуги меншої міцності і довжини, що має велике економічне і (безперечно) військове значення. Пропонований літак може сідати (і злітати) на "м'яку" і коротку смугу, а також і на палубу корабля, без використання пристроїв ловлення тросом;

30 значно зменшити витрати енергії двигунів (5 і 5¹) літака на подолання опору зустрічного повітря, так як:

а) частина літака, безпосередньо на вході в конфузор 6^K тут же через отвір - площадку 6³ виходить під днище 1", як зайве, і не прокачане пропелерами 15, створює при виході із отворів 35 6³ реакцію, тобто створює підйомну силу;

б) друга частина прокачується транзитом без зупинки (лопатами пропелерів 15) через весь повітрязабірник 6, аж до головних двигунів 5, де використовується останніми, виконав перед цим в повітрязабірнику 6 свою роботу на площах крилових профілів 11, на площах стелі 1^с і 40 площадках клапанів 10 і шиберів 11' важливі функції;

- повітрязабірник 6 (з конфузором 6^K) оснащений двигунами 5 і 5' і облаштований важливими пристроями по створенню додаткової підйомної сили: 1 зі схилом "і"; "решіткою крилових профілів" 11, системою поворотних клапанів 10; системою шиберів - 10', 11' і системами керування роботою двигунів, шиберів і інших пристроїв, для безпеки літаків складає новий важливий додаток конструкції цих об'єктів;

45 - в повітрязабірник 6 входить тільки той потік повітря, контури поперечного розрізу якого окреслені переднім торцем обруча 6² конфузора 6^K, який особливо виділений написанням букви "Ф" (фіг. 5) в характерних точках його периметру; за межею останнього повітря залишається "нерухомим", що дає додатково немалий технічний результат;

50 ввійшовши усередину обруча 6, повітря - при невеликій швидкості руху літака, - прокачується пропелерами 15 до головних двигунів 5, з незначною утратою його об'єму в системах шиберів 11' клапанів 10; при збільшені швидкість руху літака значно збільшується і об'єм лобового повітря, тому пропелери не можуть прокачувати весь його об'єм; як видно із викладеного вище, автомат відкриває шибер 10' на більший розхід, а значить і більша частина його із конфузора 6^K витікає через отвір 6³ під днище 1" літака, що збільшує підйомну силу 55 носової частини фюзеляжу, а значить і літака;

- всередині повітрязабірника 6 потік 21 повітря проноситься в бік двигунів 5 з ураганною швидкістю і породжує потрібну нам додаткову підйомну силу літака на профілях 11 (±) Р_к і на стелі 1^с (+) Р_с, а в повітрязабірниках 6' потік 22 (фіг. 2) перетворюється в енергію тиску;

60 - враховуючи той факт, що продуктивність двигунів 5' - достатньо велика і вони постійно працюють на повітрязабірник 6, і те, що на великій висоті польоту повітря розріджене, тому

певний об'єм його для пасажирських салонів 8 і кабіни пілотів 9, можна легше і простіше відбирати із повітрязабірника 6 для підтримки вказаних приміщеннях потрібного повітряного режиму;

5 немаловажним показником є те, що при вмиканні реверса тяги відомих двигунів 5 може виникнути пожежа; пропонується реверс в цій корисній моделі є надійним; використовується холодне повітря, тому дія реверсу не обмежена тривалістю (часом) його використання. Він може діяти і на висоті і на смузі до повної зупинки літака.

Приведені вище переваги вкупі призводять до збільшення К.К.Д. літака, отже і до підвищення попиту на цей об'єкт.

10 Суть запропонованої корисної моделі пояснюється кресленням.

На фіг. 1 зображена схема компонування фрагментів літака в плані. Конструкцією передбачене симетричне розташування: пасажирських салонів 8, трьох (в нашому випадку) головних двигунів 5; двох прокачуючих двигунів 5'; двох перфорованих діафрагм 16 для закріплення на ділянці I₁ "решітки крилових профілів" 11, розташування профілів 11 самої решітки, двох перегородок 16' для створення трьох окремих повітрязабірників 6' (для кожного двигуна 5). Ширина (позначена на кресленні на Фіг.1"У") ложа двигунів 5 передбачає вільний доступ в проїми 8" між суміжними двигунами і стінками фюзеляжу і двигунами для технічних оглядів і профілактики. Тут же доцільно відзначити, що при русі літака нерухоме повітря розсікається не суцільним корпусом фюзеляжу звичної круглої форми, а загостреними стінками 20 корпуса підковоподібної (в поперечному розрізі) форми, який (корпус) дав можливість (фіг. 1 необхідно розглядати з фіг. 5):

в верхній частині "підкови" розмістити певну кількість поздовжніх рядів крісел і поздовжніх проходів, а

25 в 2-х бокових гілках "підкови" на 1 і 2-му поверхах - розмістити ще декілька поздовжніх рядів як крісел так і проходів;

під аркою "підкови" створений корпус дав можливість збудувати - по всій довжині фюзеляжу - повітрязабірник 6 зі схиленою стелею 1°, в якому розміщені перелічені вище двигуни і інші пристрої і мережі літака;

На фіг. 2 зображена схема конструкції пропонуваного літака (розріз вертикальною 30 площиною по поздовжній осі симетрії Г(П) - Г(П), на фіг. 1). Схема розкриває рішення по розташуванню кабіни пілотів 9 з ліхтарем 12, і компонуванню основних двигунів 5, розташованих в хвостовій частині корпуса фюзеляжу 1 і прокачуючих двигунів 5', розташованих в конфузові 6^К, схема доповнює рішення по розташуванню: "решітки крилових профілів" 11 в площині похилої лінії 0-0, поворотних клапанів 10; шиберів 11' і шиберів 10'; показані:

35 схил "і₁" зовнішньої поверхні верхньої частини фюзеляжу (даху 1 літака), а також схил "і" нашивної стелі 1 повітрязабірника 6.

Схил "і" (під міжповерховим перекриттям 1°) від точки Т.09 до точки К взятий 0,005 (можна трохи збільшити); майже в кінці фюзеляжу (в нижній його частині показане хвостове колесо, яке 40 убивається);

На фіг. 3 зображена схема конструкції літака (вид спереду); показане розміщення: крила 3; кабіни 9 пілотів з ліхтарем 12; пропелерів 15 прокачуючих двигунів 5¹; шасі 7; шиберів 10'; штриховими лініями показані поверхні літака і днище 1" фюзеляжу 1; на цій фіг. (3) і на фіг.2 шибер 10' показані умовно, так, нібито він сконструйований під днищем 1". В дійсності він 45 лежить на листі 1", див. фіг. 5 і 6.

На фіг. 4 зображений ескіз плити, яка являє собою днище 1", що скріплює майже всю нижню частину фюзеляжу 1 (на фіг. 1 і 4 див. точки: Т1 і Т2). Елемент 1" - достатньо міцний лист, довжиною Б ~ 40 м і шириною В ~ 9,6 м, на площі якого створені дві групи площадок: 01, 02, 03, 04 і друга група 05 ÷ 08. Перша група площадок перекрита листом - шибером 1 Г; на площі цієї групи вирізані прямокутні отвори 11° витягнутої (по лінії Г(П) - Г(П) форми, на верхньому листі - 50 шибері 11' вирізані аналогічні отвори але - зі зміщенням по тій же лінії Г(П) - Г(П). Верхній шибер - лист оснащений і автоматичним і ручним механізмами для зміщення його (л.11') відносно л.1". якщо л.11' змістити, отвори обох листів сумістяться і повітря із повітрязабірника 6 буде витікати під днище 1" літака в атмосферу. Якщо вернути л.11' в перше (попереднє) положення, "шибер" закрийє всі отвори і витікання повітря припиниться. Контактівані поверхні шиберів мають 55 механічну обробку і змазані мастилом;

На фіг. 4 п ÷ 6 п зображений найближчий аналог (літак Ту-144) без внесень в приведені три проєкції будь-яких доповнень або змін, крім 5 п;

На фіг. 5 і 6 зображена схема конструкції носової частини літака (на фіг. 5 - вид спереду; на 60 фіг. 6 - вид збоку). На цих фігурах показане скляне вікно (поз. 13), через яке пілоти мають великий круговид землі.

На фіг.6 видно, що опускати рівень підлоги Пк в кабіні пілотів 9 нижче стелі 1^с, тобто нижче лінії Т.09 ÷ Т.010 недоцільно, так як це приведе до явного збільшення висоти h_5 (фіг. 10), тобто - до збільшення аеродинамічного опору потоку повітря, який входить в конфузор 6; величина h_2 (фіг.5) повинна залишатися - не більшою як 0,6-0,7 м, а_н планується $\approx 2,2$ м.

На ширині кабіни пілотів 9 змонтовано багато апаратури, пультів управління літаком; закріплені і два крісла для вигоди в роботі пілотів, безпосередньо у скла ліхтаря 12 і вікна 13. Кожне із цих крісел оснащено механізмом переміщення його на візку Т_п (фіг. 6) по довж. осі кабіни, а також - механізмом піднімання або опускання сидіння крісла, що забезпечує пілоту можливість наближатися до скла ліхтаря 12 на потрібну (на визначений час) відстань.

На фіг. 7 зображений ескіз фрагмента шибера (переріз а-а на фіг.4). Як нижня плита цього шибера служить плита днища 1" фюзеляжу 1 з прямокутними отворами 11, а як верхня частина служить також плита 11', яка закріплена на плиті 1" (фіг.7) і теж оснащена прямокутними отворами, виконаними так, що в процесі зміщення положення верхньої плити шибера 11' відносно плити днища 1" отвори 11° днища 1" відкриваються або закриваються. Лист шибера 11' рухається в пазах, будучи прижатим до нерухомої частини 1" з допомогою пружин; контактовані поверхні відповідно оброблені, пригнані, покриті мастилом і оснащені механізмами, які можуть діяти на одній площадці або одночасно на потрібній кількості їх;

на фіг. 8 зображений ескіз вузла "решітки крилового профілю" 11, конструкція крилових профілів не повинна створювати для повітряного потоку 21 (фіг. 2), а значить і літаку великого опору, тому носовій частині і всьому тілу крила 11 надана стріловидна форма. Привід для зміни величини кута атаки приєднаний до заднього кінця рухомої панелі, так як вібрації її (панелі) не допускається; при цьому потрібна велика міцність і невелика вага кожного "крилового профілю" 11 та і всього механізму пристрою;

на фіг. 9 зображений ескіз вузла поворотних клапанів 10, які вмонтовані в тілі днища 1" фюзеляжу 1 і є також в корисній моделі:

по-перше, для того, щоб при необхідності можна було регулювати тиск повітря в повітрозабірниках 6 і 6'; наприклад за рахунок закриття певної кількості клапанів 10;

по-друге, для того, щоб одержувати ефект реверса тяги двигунів 5', за рахунок установки і закріплення кінців клапанів 10 в точках б;

по-третє, для того, щоб можна було збільшувати швидкість руху і підйомну силу в процесі зльоту літака, за рахунок установки і закріплення кінців клапанів 10 в точках в, при одночасному підвищенні продуктивності двигунів 5 і 5'. Клапани 10 можуть бути установлені і закріплені і в вертикальній площині, якщо потрібно значно збільшити підйомну силу і швидкість руху, дуже завантаженого літака;

на фіг. 10 зображений ескіз фрагмента стелі 1^с конфузора 6^к в місті контакту цієї стелі 1^с з підлогою Пк кабіни пілотів 9, див. Т.011 (Пк "лягла" на Т.011).

Літак містить підковоподібний (в поперечному розрізі) фюзеляж 1, конструкція якого дає можливість будувати одно-, дво- і триповерхові літаки; по цій заявці описується спорудження триповерхового літака, зовнішні стіни і міжповерхові перекриття, якого виконані міцними і непроникиними для повітря; конструкція днища 1" на всій довжині фюзеляжу виконана теж міцною, але без вимог "абсолютної" герметизації; пасажирські салони і комори 8' розміщені на всіх трьох поверххах, а кабіна пілотів 9 з ліхтарем 12 - над конфузором 6^к (ділянка І), що дає пілотам потрібний і надійний огляд необхідної площі аеропорту, примикаючої місцевості і безмежного конуса неба; в об'ємі конфузора розміщені і закріплені, з використанням "з-р" сполучень, два прокачуючих чисте транзитне повітря циліндрові двигуни 5' так, що осьові лінії повітряних потоків їх пропелерів 15 не виходять за межі центрів входу повітря цих потоків в периферійні повітрозабірники 6'; до переднього торця конфузора 6^к (фіг. 1 і 6) закріплений наприклад електрозварюванням обруч 6, довжиною v_1 (~ 1500 мм); за обручем - в нижній частині конфузора 6^к - влаштована перфорована площадка 6³, яка накрита перфорованим листом (шибером) 10', що оснащений автоматичним механізмом для переміщення цього (10') шибера уздовж осі Г(П) - Г(П), збільшуючи чи зменшуючи площу перфорації, в залежності від величини тиску повітря, яка (величина) змінюється на вході в конфузор 6^к зі зміною швидкості і висоти польоту літака; кінець спільного повітрозабірника 6 (фіг. 1) розділений розрахованою кількістю міцних і щільних перегородок 16', в нашому випадку на три рівні між собою, окремі повітрозабірники 6', на виході із яких розміщені і закріплені, теж з використанням "з-р" сполучень, - по одному головному двигуну 5 з реверсом тяги (наприклад на Ту-144Д використані 4 × 20950 кгс, журнал АвіаМастер, 1/2001); повітрозабірники 6' оснащені регульованими входами повітря і соплами, які забезпечують високу ефективність роботи двигунів 5 на всіх режимах польоту літака; майже на всій довжині ділянки І₁ (~ 40000 мм), по довж. лінії симетрії

Г(П) - Г(П) повітрязабірника 6, збудована розрахована кількість міцних перфорованих діафрагм 16 (в нашому випадку - дві, фіг. 1 і 2), які закріплені як до днища 1", так і до стелі 1° повітрязабірника 6 і ділять їх (днище 1" і стелю 1°) на три однакові по ширині смуги 17 і, разом із стінами фюзеляжу 1, днищем 1" і стелею 1 повітрязабірника 6, створюють жорстку основу для закріплення на стінах фюзеляжу і цих діафрагмах 16: рам і підшипників осей 24 (фіг. 1, 2, 8) "решітки крилових профілів" 11.

"Решітка профілів" 11 загальною площею 246 м^2 , закріплена майже на всій довжині ділянки l_1 і ширині b_5 повітрязабірника 6, в похилій площині 0-0 (на фіг. 2 - вузол "А", а його деталі - на фіг. 8); профілі цієї решітки згруповані для можливості здійснення керування (по спецпрограмі) величиною їх підйомної сили ($\pm R_k$, яка змінюється за рахунок включення в роботу певних груп цих профілів 11 і зміни величини кута α , при розрахованій частині відкритих клапанів 10 (фіг. 9), шиберів 11' (фіг. 7) і кількості працюючих (один або обидва) двигунів 5', незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці; на ділянці $l_1:2$ (довжиною $\sim 20000 \text{ мм}$, фіг. 2, 4, 7) в листі днища 1", на площадках - 01, 02, 03, 04, поздовж лінії Г(П) - Г(П) вирізані продовгуваті прямокутні отвори 11, а в листі 11' теж вирізані такі ж отвори із зміщенням, тоді, при переміщенні листа 11' уздовж лінії Г(П) - Г(П) - по спеціальній програмі - отвори 11° листа 1" суміщаються з отворами листа 11' і повітря із повітрязабірника 6 витікає в атмосферу; на площадках - 05 ÷ 08 (ділянка такої ж довжини - $l_1:2$) вмонтовані клапани 10, які конструктивно об'єднані в групи, для можливості керування - теж по спеціальній програмі - величиною підйомної сили літака і силою реверса тяги двигунів 5'; стеля 1° повітрязабірника 6 + стеля 1° конфузора 6^K (фіг. 6) від точки Л до точки К (фіг. 2) виконана з різними величинами схилу ("і") і забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (+) R_c , при відкритому шибері 10' і працюючих двигунах 5', незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці; зовнішня поверхня верхньої частини фюзеляжу даху 1 (від торця обруча 6 - від точки Ж до Ж' та задня частина кабіни пілотів 9 ($\sim 4 \times 6 = 24 \text{ м}^2$), є ділянки з різними схилами і забезпечують можливість одержання додаткової підйомної сили (-) R_ϕ в процесі польоту або переміщення літака наприклад на території аеропорту зі швидкістю $\geq 75 \text{ кг/год.}$ (незалежно від того, відкриті чи закриті клапани 10 і шибери 11'; кабіна пілотів 9 (фіг. 2, 3, 5, 6) містить: бокові стіни, ліхтар з пандусом 14 і задня частина представляє собою добре обтічний повітрям ковпак врізаний в тіло даху (опущений в тіло даху) і підігнаний до тіла останнього так, що майже не створює турбулізації лобового і бокових потоків повітря, яке зустрічає його і обтікає, тому вона (кабіна пілотів) не створює літаку великого лобового і бокового опору; вхід в конфузор 6^K, оснащений (називаним автором) обручем 6², що має (фіг. 1, 2 і 6) достатньо міцну стінку довжиною b_1 ($\geq 1500 \text{ мм}$), яка (стінка) повторює контури вхідного торця конфузора 6^K і закріплена до нього наприклад зварним швом; в нижній частині конфузора 6^K, на довжині b_2 ($\sim 3000 \text{ мм}$) і ширині $> b_5$ влаштована перфорована площадка 6, яка накрита перфорованим листом (шибером) 10', що оснащений механізмом, який переміщає цей лист поздовж осі Г(П) - Г(П), збільшуючи чи зменшуючи площу перфорації, в залежності від тиску повітря в конфузові, що при наявності тиску приводить до збільшення величини підйомної сили безпосередньо носової частини фюзеляжу; якщо лобове повітря, що входить в конфузор 6^K через обруч 6² зустрічає (відповідний) тиск повітря, яке уже знаходиться там, то частина його витікає під літак через отвір 6, породжуючи реакцію корпусу носової частини, тобто - підйомну силу, яка збільшується до певної величини, а при закритому отворі 6³ - зникає. А лобовий опір літака при цьому - збільшується...

Профіль передніх частин літака - крила 3, обруча 6², конфузора 6^K, двох перфорованих діафрагм 16, двох щільних перегородок 16', короткого пандуса 14, всіх крилових профілів 11, всіх поворотних клапанів 10, оперення 2 і інших частин і елементів, які працюють в середовищі потоків повітря надзвичайно великої швидкості, виконані з тонкою і гострою, як ніж, передньою кромкою; кожухи двигунів 5' виконані загостреної конусної форми; для перетікання повітря із смуги 17 в сусідню смугу (17), в перфорованих діафрагмах 16 незалежно від товщини їх стінок, влаштовані отвори так, що їх внутрішні контурні кромки, виконані тонкими і гострими, як ніж, а самі отвори можуть мати форму витягнутих прямокутників або "витягнутих" еліпсів, але їх подовжні осі повинні бути розміщені під кутом $\alpha \approx 7^\circ$, з нахилом в бік двигунів 5'. Так, як це показано на фіг.2).

Базовою площиною при конструюванні літака взята площина Г(П) - Г(П) (фіг. 2 і 6), яка поєднана з площиною зовнішньої поверхні днища 1" фюзеляжу 1.

Вибравши потрібну комерційну ємність фюзеляжу і вирахувавши найбільш підходящі величини: "і", "і₁" і конструкції профілів 11, шиберів 11', 10' і клапанів 10, а також їх закріплення і засоби забезпечення надійності роботи і керування ними; вирішивши проблеми по дослідженням фрагментів майбутнього об'єкта і проаналізувавши необхідні по ньому дані, можна з конструювати літак з ефективними параметрами по всім його показникам.

Щодо підйомної сили, яка створюється криловими профілями 11, слід сказати, що її утворюють і використовують, під час:

посадки літака з невеликою швидкістю руху в вертикальній і горизонтальній площинах і зльоту навантаженого (важкого) літака і необхідності інтенсивного набирання висоти таким літаком.

Розглядаємо профілі 11, що мають таку конструкцію, яка на крейсерському режимі польоту чинить потоку 21 повітря невеликий опір. На фіг. 8 показано подовжній розріз крилового профілю 11, який має стріловидну форму.

Продуктивність установлених в повітрязабірнику 6 двох допоміжних - прокачуючих двигунів 5' взята такою, що вони забезпечують подачу чистого повітря для нормальної роботи всіх трьох основних двигунів 5 з максимальним навантаженням, навіть тоді, коли (розрахована) частина поворотних клапанів 10 і шиберів 11' буде відкрита для виходу поміж них (через клапани 10 і шибери 11') певного об'єму повітря, з повною величиною тиску його в повітрязабірнику 6 0,75 м вод. стовпа.

Двигуни 5 і 5', як сказано вище, закріплені з використанням "з-р" з'єднань і можуть бути витягнуті з ложа, якщо це потрібно для ремонту або заміни) по штатних напрямних (рейках). При оглядах і профілактичних операціях вони (двигуни) залишаються на місці закріплення; по бокам, для виконання ретельного огляду і відповідних операцій, в стінах обшивки ложа двигунів виконані вікна з заглушками (на фігурах не показані). Після огляду і виконання профілактичних робіт заглушки закривають, закріплюють і пломбують.

В конструкцію корисної моделі як два допоміжні двигуни 5', введені два циліндрові двигуни, з двома, співвісними 4-х лопатевими гвинтами, бо вони мають велику продуктивність і тиск; від них можна легше відвести, наприклад з використанням металевих труб, продукти згорання палива за межі повітрязабірника 6, а це дає можливість в двигуні 5 подавати чисте (атмосферне) повітря і виключити умови потрапляння в салони 8 літака продуктів згорання палива.

Недоліками відомих циліндрових двигунів є те, що вони мають недостатню (для запропонованого літака) продуктивність. Цей розділ необхідно доповнити дуже важливим: в конструкції літака необхідно мати два допоміжних двигуна (5') потужністю по ≥ 10000 кгс кожного, з можливістю повного і зручного відведення продуктів згорання палива за межі повітрязабірника 6. Проблема вибору двигунів 5' повинна бути вирішена в процесі проектування об'єкта, наприклад можу бути використано потужний але "чистий" привод.

Створюючи запропонований літак, слід враховувати вимогу про необхідність збереження підйомної сили крила 3 такої величини, щоб вона не була меншою досягнутої крилом 3 п найближчого аналога.

Сума величин підйомної сили найближчий аналог (в кг) $P_{\Sigma p}$ визначається із виразу

$P_{\Sigma p} = (\pm) P_{kd}$, де P_{kd} - підйомна сила стандартного крила 3 п найближчого аналога (в кг) ... і все. В небі пілот нічим не володіє, крім образи, що він не може щось зробити для себе і людей відділених від могутності земного світу.

Сума величин підйомної сили запропонованого літака визначається із виразу

$P_{\Sigma p} = (\pm) P_{kd} + (+) P_c + (+) P_{resh.} + (-) P_{\phi}$, де елементи які входять в приведений вираз; означають: P_c - підйомна сила, яка виникає на площі стелі l^c ; $P_{resh.}$ - підйомна сила, яка виникає на площі "решітки крилових профілів" 11; P_{ϕ} - підйомна сила, яка виникає на відповідних площах фюзеляжу, це: на даху і на носовій частині фюзеляжу. Із приведенного виразу видно, що пілот запропонованого літака володіє значно більшими можливостями, якими потрібно вміти розпорядитися в екстремальній ситуації.

Викладене по підйомній силі підтверджує, стосовно можливості значно зменшувати швидкість польоту літака безпосередньо перед торканням коліс його шасі до посадочної смуги, за рахунок реверсу і великої додаткової підйомної сили, є обґрунтованим і буде легко втілене при створенні цієї моделі літака.

Конструкція запропонованого літака, дає можливість за допомогою обох груп двигунів (5 і 5¹) і іншого, підіймати і садовити його на будь-яку смугу (по міцності і довжині) з керованою швидкістю.

Попередні розрахунки дають можливість сказати наступне: запропоновано літак довжиною $\approx 59,4$ м, шириною (фюзеляжу) 9,6 м, висотою (фюзеляжу) $\approx 7,2$ м, на трьох поверхах якого можна - по сучасним нормам розмістити - більше 1100 пасажирських крісел. (патент України на корисну модель №62822 12.09.2011).

Розміри цього літака можуть бути зменшені. Ця конструкція літака не може бути залишена без використання, так як в повітрі, при аварійній ситуації лише вона здатна без маніпуляцій переключитись на дублюючу систему і "нести" аварійний літак стільки часу і на таку відстань,

поки не знайдеться можливість сісти (в горах, на палубу корабля, на ріллю) так, що пасажирів і не догадуються про аварію, яка відбулася на їх літак.

При створенні конструкції цього літака використані перевірені в роботі аеропорти, сучасні матеріали, двигуни, агрегати, вузли, механізми, схеми, системи, шасі, прибори і інше.

5 Літак працює таким чином

1. Матеріальна частина цього літака, як і інших відомих літаків, може бути включена в роботу тільки з дозволу командира літака, при умові, якщо виконані відповідні попередні перевірки працездатності конкретних пристроїв і систем цієї корисної моделі.

10 2. Команда на зліт літака може бути дана командиром літака при позитивних результатах перевірок за п. 1 (цього розділу) і наявності дозволу на це диспетчера аеропорту, на якому перебуває літак.

3. З включенням в роботу основних двигунів 5 і, прокачуючи 5', можна переміщати літак на землі і в небі з потрібною швидкістю його руху, маніпулюючи засобами крила (3) і вертикального оперення (2), профілями 11, клапанами 10 і шиберами 11" (закривання - відкривання; повороти) і продуктивністю двигунів 5 і 5'. Наприклад, закріпивши кінці клапанів 10 в точках в, можна всю потужність (двигунів 5 і 5') направити на досягнення максимально можливої швидкості руху літака, так як продуктивність указаних двигунів буде направлена тільки на досягнення цієї (тах швидкості) цілі.

20 Як виняток, в роботі цього літака може бути використаний і штатний реверс тяги основних двигунів 5; в відомих двигунах цей узаконений процес небезпечний в пожежному відношенні, тому в пропонованому літаку його бажано використовувати якомога менше.

4. Додаткова підйомна сила, що приведе до більш раціональної організації роботи цього об'єкта і експлуатації його з можливістю здійснення зльотів і посадок з невеликими швидкостями руху в вертикальній і горизонтальній площинах.

25 4.1. Стеля I^o повітрязабірника 6 від точки Л до точки К виконана з різною величиною схилу "i". А так як потік 21 (фіг.2) з входом в повітрязабірник 6 направлений паралельно горизонтальній площині Г(П) -Г(П), то це забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (+) Р_с, при роботі одного або обох двигунів 5ⁱ, при відкритих клапанах 10 і шиберах 11', незалежно від того, рухається літак, чи стоїть на місці;

30 4.2. Зовнішня поверхня верхньої частини фюзеляжу 1, від точки Ж і до Ж¹ виконана також з різною величиною схилу, "i₁". В процесі руху літака зі швидкістю не меншою, як 75 км/год., буде одержана додаткова підйомна сила (-)Р_ф.

35 4.3. Конструкція "решітки крилових профілів" 11 створена для одержання великої дублюючої підйомної сили (±) Р_{реш.} літака, при відкритих клапанах 10 і шиберах 11', незалежно від того, рухається літак, чи стоїть на місці. Величина (±) Р_{реш.} регулюється за рахунок зміни величини кута атаки "α" "... крилових профілів" 11 (фіг. 8), величини відкриття клапанів 10, і шиберах 11' і зміни інтенсивності праці - головним чином - прокачуючих двигунів 5ⁱ. (Одночасно можна впливати на цей процес і зміною числа обертів головних двигунів 5).

40 ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

1. Літак, що містить одноповерховий фюзеляж, в якому розміщені пасажирські салони і кабіна пілотів, а в кінці до зовнішньої нижньої частини його корпусу закріплені чотири відокремлені між собою перегородками - повітрязабірники, в кожному із яких на виході розміщені в касеті потужні турбовентиляторні головні двигуни, оснащені реверсом тяги, причому літак має аеродинамічну схему "безхвостка" з вертикальним оперенням і трикутним крилом змінної стріловидності, задній кінець якого зайнятий двома елевонами, які одночасно виконують функції рулів висот і елеронів; при цьому літак містить тристійчасте шасі і оснащений відповідними пристроями механізації і автоматизації процесів керування роботою механізмів, блоків, систем, агрегатів і двигунів лайнера, як об'єкта надзвукової швидкості руху з можливостями керування ним в ручному і автоматичному режимах, який **відрізняється** тим, що його фюзеляж 1 побудований підковоподібної форми (в його поперековому розрізі) в три поверхи; зовнішні стіни і міжповерхові перекриття виконані міцними і непроникними для повітря; конструкція днища 1" на всій довжині фюзеляжу виконана теж міцною, але без вимог "абсолютної" герметичності; пасажи́рські салони 8 і комори 8' розташовані на всіх поверхах, а кабіна пілотів 9 з ліхтарем 12, - над конфузозом 6^к (ділянка l), що дає пілотам потрібний і надійний огляд необхідної їм площі аеропорту, примикаючої місцевості та безмежного конуса неба; в об'ємі конфузоза 6 розміщені і закріплені, з використанням збірно-розбірних ("з-р") сполучень, два прокачуючих чисте транзитне повітря циліндрові двигуни 5', осьові лінії повітряних потоків яких направлені так, що вони не виходять за межі центрів входу їх потоків в периферійні повітрязабірники 6'; до

переднього торця конфузора 6^K закріплений наприклад електрозваркою обруч 6^2 , довжиною v_1 (~ 1500 мм); за обручем, в нижній частині конфузора, на довжині v_2 (~ 3000 мм) і ширині $> v_5$, влаштована перфорована площадка 6^3 , накрита шибером $10'$, який оснащений автоматичним механізмом для переміщення його поздовж $\Gamma(\Pi)$ - $\Gamma(\Pi)$, збільшуючи чи зменшуючи площу перфорації, в залежності від величини тиску повітря, яка (величина) міняється на вході в конфузор зі зміною швидкості і висоти польоту літака; кінець спільного повітрозабірника 6 розділений розрахованою кількістю міцних і щільних перегородок $16'$ на рівні між собою і окремі повітрозабірники $6'$, на виході із яких розміщені і закріплені, теж з використанням "з-р" сполучень, по одному головному двигуну 5 з реверсом тяги; повітрозабірники $6'$ оснащені регульованими входами повітря і соплами, які забезпечують високу ефективність роботи двигунів на всіх режимах польоту літака.

2. Літак за п. 1, який **відрізняється** тим, що майже по всій довжині до ділянки l_1 (~ 40000 мм), поздовж подовжньої лінії $\Gamma(\Pi)$ - $\Gamma(\Pi)$ повітрозабірника 6 , побудована розрахована кількість міцних перфорованих діафрагм 16 - дві, які закріплені до днища $1''$ стелі 1 повітрозабірника так, що ділять їх (днище $1''$ і стелю 1^C) на рівні по ширині смуги 17 і, разом зі стінами фюзеляжу, днищем $1''$ і стелею 1^C повітрозабірника 6 , створюють жорстку основу для закріплення на стінах фюзеляжу і на цих діафрагмах 16 власне "решітку крилових профілів" 11 .

3. Літак за пп. 1, 2, який **відрізняється** тим, що до стін фюзеляжу 1 і діафрагм 16 , які складають жорстку основу, закріплена "решітка крилових профілів" 11 , конструкція якої оснащена механізмами для здійснення регулювання величини додаткової підйомної сили (\pm) P_K літака при відкритті певній частині шиберів 1Γ і клапанів 10 днища $1''$ і за рахунок зміни величини кута атаки α профілів 11 і роботі одного або двох прокачуючих двигунів $5'$ з потрібною продуктивністю останніх.

4. Літак за пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що "решітка крилових профілів" 11 , з її механізмами і інженерними мережами закріплена в повітрозабірнику 6 в похилій площині $0-0$.

5. Літак за пп. 1 - 4, який **відрізняється** тим, що для вільного перетікання повітря із смуги 17 в паралельну, сусідню смугу 17 повітрозабірника 6 , на 5% площі кожної діафрагми 16 виконані отвори розміром 400×60 мм, при цьому їх подовжньої осьові лінії розміщені в площині "своїх" діафрагми під кутом $\alpha \approx 7^\circ$ відносно лінії $\Gamma(\Pi)$ - $\Gamma(\Pi)$, таке розміщення цих отворів дає можливість повітрю перетікати із смуги в смугу і майже незалежно від цього створювати відповідну підйомну силу діафрагмами 16 , для цього потік 21 повинен рухатись зі швидкістю > 75 км/год. від двигунів $5'$ до двигунів 5 .

6. Літак за пп. 1-5, який **відрізняється** тим, що профілі 11 решітки згруповані і оснащені приводами для можливості здійснення керування величиною їх підйомної сили (\pm) $P_{\text{реш.}}$, яка змінюється за рахунок включення в роботу певних груп цих профілів 11 і зміни величини кута α , при розрахованій частині відкритих клапанів 10 , шиберів $11'$ і кількості працюючих (один або обидва) двигунів $5'$, незалежно від того рухається чи стоїть літак на місці.

7. Літак за пп. 1-6, який **відрізняється** тим, що на ділянці $l_1:2$ (довжиною ~ 20000 мм), в товщі днища $1''$, вмонтований автоматично діючий шиберний пристрій $11'$ так, що він накриває площадки - 01 , 02 , 03 , 04 , на яких поздовж лінії $\Gamma(\Pi)$ - $\Gamma(\Pi)$ в листі $1''$ вирізані продовгуваті прямокутні отвори $11''$ і відповідно об'єднані в групи, а в листі $11'$ зі сдвигом вирізані такі ж отвори, тоді, при переміщенні листа $11'$ уздовж лінії $\Gamma(\Pi)$ - $\Gamma(\Pi)$, отвори листів $1''$ і $11'$ суміщаються між собою і повітря із повітрозабірника 6 витікає під днище $1''$ літака, що приводить до прояви профілями 11 і стелею 1 підйомної сили.

8. Літак за пп. 1-7, який **відрізняється** тим, що на площадках - 05 , 06 , 07 , 08 (другої половини ділянки $l_2:2$ (довжина ~ 20000 мм) вмонтовані клапани 10 , які конструктивно об'єднані в групи, для можливості керування величиною підйомної сили профілями 11 і стелею 1 , а також силою реверса тяги двигунів $5'$.

9. Літак за пп. 1-8, який **відрізняється** тим, що стеля 1^C конфузора 6^K (ділянка l , площа $> 10 \times 6,15 \approx 61,5$ м²) виконана з великим схилом (по вимогам конструкції 6^K) в бік пропелерів 15 ; забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (+) $P_{\text{конф.}}$. При частково або повністю відкритому отворі 6^3 і працюючих одному або двох прокачуючих двигунах $5'$ незалежно від того рухається чи стоїть літак на місці.

10. Літак за пп. 1-9, який **відрізняється** тим, що в нижній частині конфузора 6^K , на довжині v_2 , в листі (в днищі) $1''$, на площі 6^3 виконані отвори, перекриті шибером $10'$, з такою ж перфорацією але зі зміщення отворів шибер $10'$ переміщається автоматично діючим механізмом, закриваючи або відкриваючи отвори площадки 6^3 , при зміні тиску лобового повітря, коли отвори днища $1''$ шиберів $10'$ суміщаються, повітря, що знаходиться в конфузори - під тиском зустрічного (нерухомого) шару повітря, - буде витікати (через суміщені отвори) під днище конфузора,

породжуючи останнім підйомну силу, при закритому шибєрі 10' або коли літак не рухається підйомна сила відсутня.

11. Літак за пп. 1-10, який **відрізняється** тим, що вхід в конфузтор 6^К, оснащений обручем 6 з міцною стінкою, довжиною трохи більшою 1,5м, яка повторює контури вхідного торця конфузора 6^К і закріплена до нього наприклад зварним швом.

12. Літак за пп. 1-11, який **відрізняється** тим, що профіль його передніх частин, які працюють в середовищі потоків повітря великої швидкості руху, виконані з тонкою і гострою як ніж передньою кромкою, а кожухи прокачуючих двигунів 5^і виконані у вигляді загостреної конусної форми.

13. Літак за пп. 1-12, який **відрізняється** тим, що продукти спалення пального від перекачуючих двигунів відводиться за межі спільного повітрязабірника 6 по металевих трубах, які оснащені гофрованими вставками, відповідними вузлами закріплення і покриті теплоізоляційним шаром в потрібних місцях.

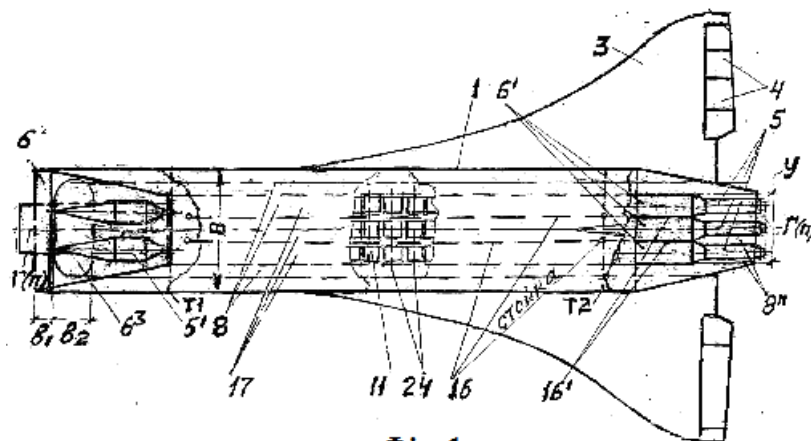
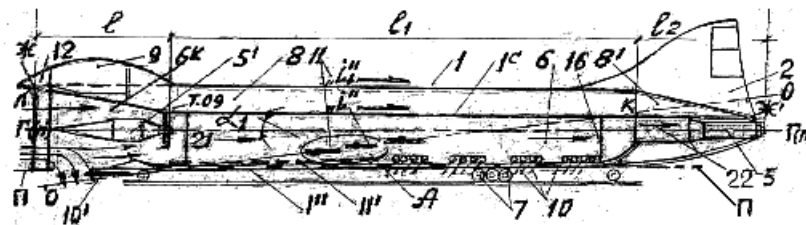
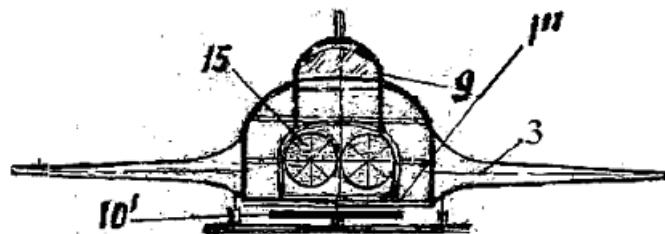
**Fig. 1****Fig. 2**

Fig. 3

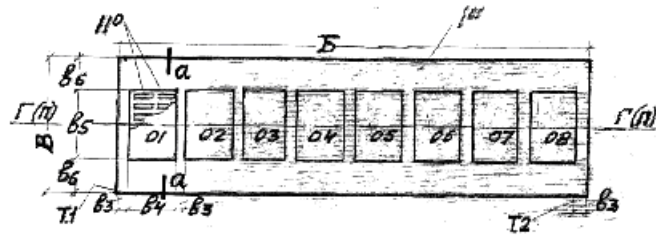


Fig. 4

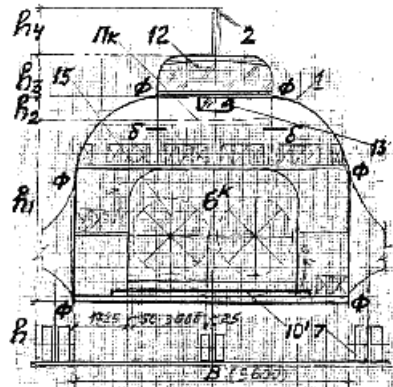


Fig. 5

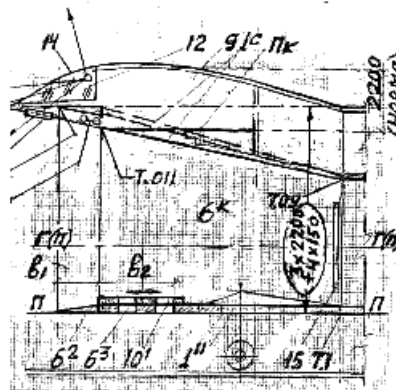


Fig. 6

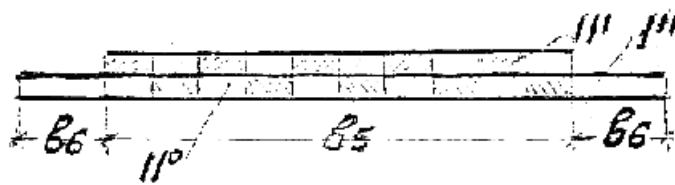


Fig. 7 (a-a)

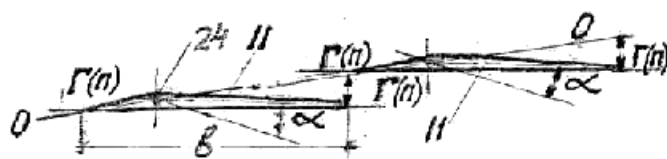
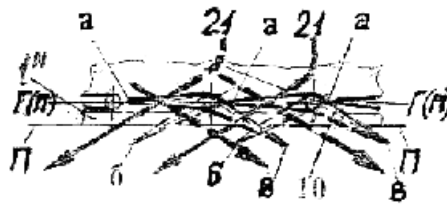
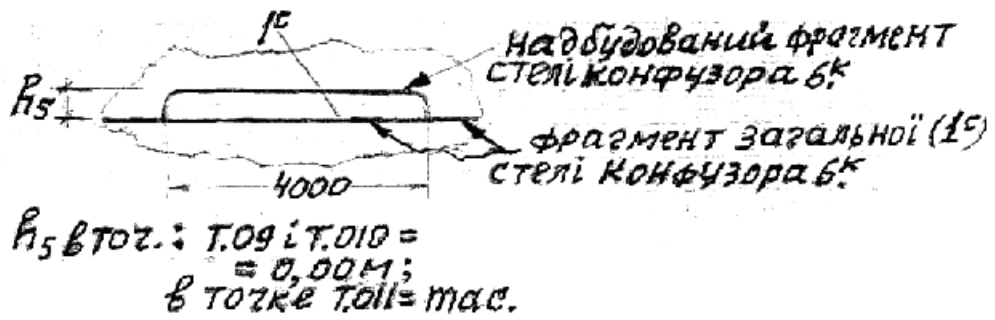


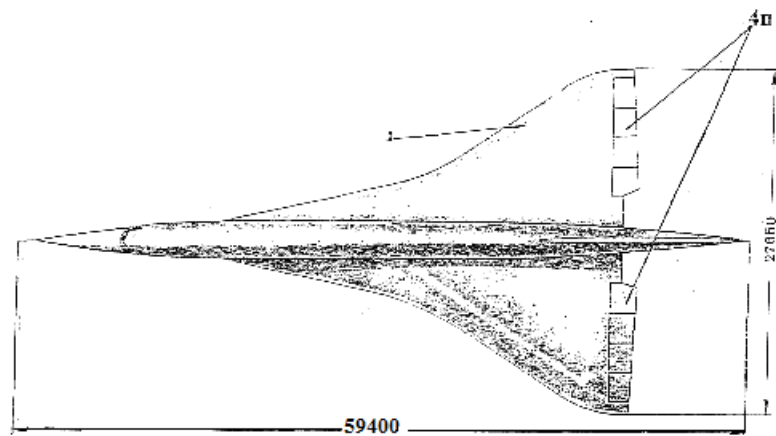
Fig. 8 (узел А)



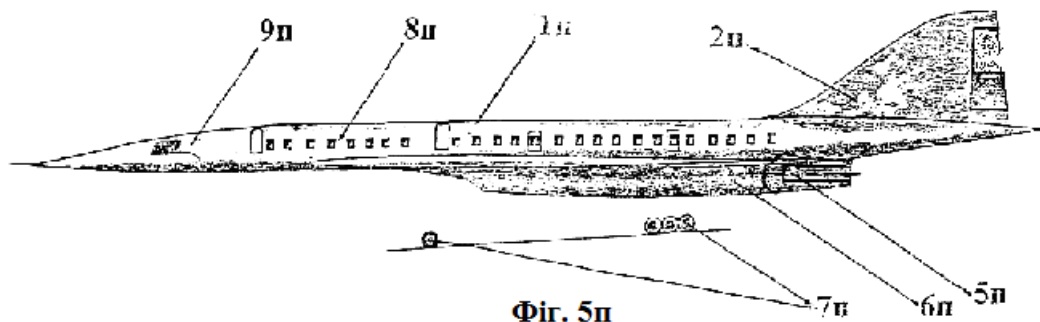
Фиг. 9



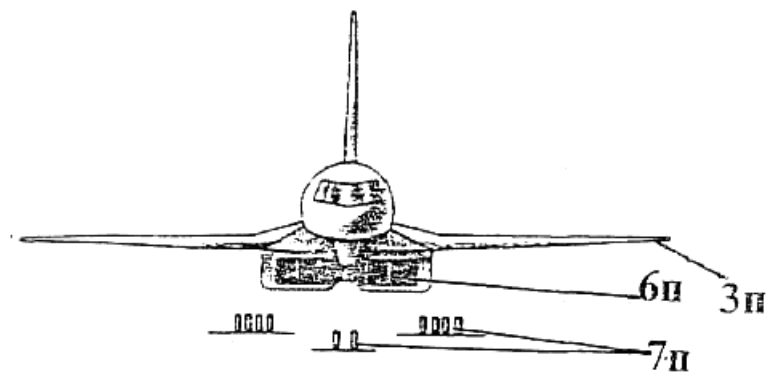
Фиг. 10 (6-6)



Фиг. 4п



Фиг. 5п



Фіг. 6п

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