



УКРАЇНА

(19) UA (11) 62822 (13) U
(51) МПК (2011.01)
B64C 15/00
B64C 1/00
B64C 7/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) ЛІТАК

1

2

(21) u201106091

(22) 16.05.2011

(24) 12.09.2011

(46) 12.09.2011, Бюл.№ 17, 2011 р.

(72) ВОЛОХ БОРИС ФЕДОТОВИЧ

(73) ВОЛОХ БОРИС ФЕДОТОВИЧ

(57) 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 повітрозабірники, в кожному із яких на виході розміщені в касеті потужні турбовентиляторні головні двигуни, оснащені реверсом тяги, причому літак має аеродинамічну схему "безхвостика" з вертикальним оперенням і трикутним крилом змінної стріловидності, задній кінець якого зайнятий двома елевонами, які одночасно виконують функції рулів висоти 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 всередині фюзеляжу по всій його довжині споруджене (в основному в горизонтальній площині) непроникне для повітря міцне міжповерхове перекриття, яке розділяє об'єм фюзеляжу на верхній і нижній поверхи, із яких на верхньому поверсі розташовані пасажирські салони, кабіна пілотів і окрема комора, а на нижньому - спільний повітрозабірник, носова частина якого (h + h) виконана у вигляді конфузора, в об'ємі якого розміщені і закріплені з використанням збірно-розбірних ("з - р") сполучень два прокачуючі чисте транзитне повітря циліндрові двигуни, а в кінці фюзеляжу в рамках габаритів його поперечного розрізу і довжини тупикової частини розміщений спільний повітрозабірник, розділений на три окремі рівні між собою повітрозабірники, на виході яких розміщені і закріплені, теж з використанням "з - р" сполучень, три головні турбовентиляторні двигуни, перед кожним із яких в утворених окремих повітрозабірниках закріплені регульовані "виходи повітря" і "сопла", а на вході, в двох із трьох утворених - периферійні повітрозабірники 6¹, закріплені

також поворотні клапани 23 з амортизаторами, причому на довжині ділянки I₃ і ширині, трохи меншій величини діаметра фюзеляжу D_ф, в товщі днища спільного повітрозабірника вмонтовані клапани 10, які конструктивно об'єднані в розраховану кількість груп для можливості здійснення керування величиною підйомної сили літака і сили реверсу тяги прокачуючих двигунів, при цьому на довжині згаданої вище ділянки I₃ і всій ширині фюзеляжу закріплена "решітка крилових профілів", які також згруповані для можливості здійснення керування величиною підйомної сили і величиною сили реверса літака.

2. Літак за п. 1, який **відрізняється** тим, що стеля спільного повітрозабірника виконана зі схилом "і" в бік хвоста літака за рахунок накладання на нижню поверхню міжповерхового перекриття суцільного листа із міцного матеріалу, який без вібрації сприймає в цій конструкції тиск (кінетичну енергію) потоку повітря, що створюють пропелери прокачуючих двигунів з метою забезпечення можливості одержання додаткової підйомної сили (+)P_с при відкритті певній частині клапанів дна літака і працюючих одному або двох прокачуючих двигунів незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці.

3. Літак за пп. 1, 2, який **відрізняється** тим, що зовнішня поверхня верхньої частини фюзеляжу (дах літака) від точки ж і до кінця хвостової частини літака виконана з відповідними схилами, що забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (-)P_ф в процесі польоту або переміщення літака, наприклад на території аеропорту, зі швидкістю, більшою 75 км/год.

4. Літак за пп. 1-3, який **відрізняється** тим, що конструкція "решітки крилових профілів" створена з механізмами для здійснення регулювання величини додаткової підйомної сили (±)P_к літака при відкритті певній частині клапанів дна літака і за рахунок зміни величини кута атаки "α" "крилових профілів" при роботі одного або двох прокачуючих двигунів з потрібною продуктивністю останніх.

5. Літак за пп. 1-4, який **відрізняється** тим, що об'єм і площа спільного повітрозабірника в кінці фюзеляжу перед головними двигунами розділені на три рівні між собою окремі повітрозабірники за

UA (11) 62822 (13) U

рахунок закріплення в спільному повітрязабірнику двох міцних і щільних перегородок.

6. Літак за пп. 1-5, який **відрізняється** тим, що на бокових стінках двох периферійних окремих повітрязабірників утворені отвори, які закриті шиберами, що відкриваються автоматично як тільки починають закриватися поворотні клапани 23 і повітря в периферійній головній двигуни надходить по стрілках 23".

7. Літак за пп. 1-6, який **відрізняється** тим, що кабіна пілотів збудована так, що її верхня частина (ліхтар) являє собою гладенький ковпак, обтічний повітрям без турбулізації останнього, причому тіло ковпака врівень вписане в тіло елементів кабіни, при цьому основна маса лобового потоку повітря обтікає кабіну і ліхтар, велика частина повітря без роздрібнення сковзає по довгих пандусах 13 майже без гальмування літака, причому застосовані пандуси (13 і 14) дають можливість мати хороший

огляд неба, землі і посадочної смуги, що дало можливість не використовувати рухому носову частину фюзеляжу.

8. Літак за пп. 1-7, який **відрізняється** тим, що профіль його передніх частин - крила, конфузора, двох довгих і одного короткого пандусів, всіх крилових профілів 11, всіх поворотних клапанів дна літака і оперення, виконані тонкими з гострою як ніж передньою кромкою, а кожухи прокачуючих двигунів виконані у вигляді загостреної конусної форми.

9. Літак за пп. 1-8, який **відрізняється** тим, що продукти спалення пального від прокачуючих двигунів відводяться за межі спільного повітрязабірника по металевих трубах, які оснащені гофрованими вставками, відповідними вузлами закріплення і покриті теплоізоляційним шаром в потрібних місцях.

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

Сучасні літаки оснащені пристроями для здійснення регулювання величини швидкості руху при зльоті, посадці і польоті.

До цих пристроїв відносяться двигун і крило (з механізацією останнього). Збільшуючи швидкість польоту літака, збільшують величину підйомної сили. зменшуючи швидкість зменшують величину підйомної сили. Дотримуючись цієї істини пілоти регулюють роботу двигуна і крила що і дає можливість "вести" літак до початку посадочної смуги з певною, найменшою швидкістю польоту.

Для всіх відомих літаків ця певна швидкість не являється безпечною для посадки. Сьогоднішні літаки мають велику посадочну швидкість і вагу. До посадочної смуги вони підлітають (майже парашутуючи) "...С предельно малой скоростью, при которой несколько теряется высота". (Д.Н. Ушаков. Большой толковый словарь... М., 2008, стр. 487) і з такою швидкістю торкаються смуги приземлення. Під виразом: "...С предельно малой скоростью", розуміється швидкість приземлення, яка, наприклад, для:

АН-12, дорівнює 215 км/год.;

АН-10, дорівнює 190÷200 км/год.;

ТУ-154, дорівнює 212÷225 км/год. (см.книгу "Самолеты страны Советов" М., 1974г., соответственно стр. 228;229;252). Ще більшу швидкість приземлення мають надзвукові літаки. Так, швидкість польоту при заході на посадку:

ТУ-144 дорівнює 280 км/год., а

"Конкорд" - 360 км/год. (стор. 38, журнал "АвиамАстер" - 1/2001г).

Із викладеного видно, що перелічені літаки мають занадто велику швидкість руху безпосередньо перед і в момент торкання їх коліс до смуги посадки. Тому для зменшення швидкості польоту літаків перед посадкою використовують, окрім сказаного вище, також, і:

поворот двигунів, або тільки реактивних сопел з горизонтального положення у вертикальне або реверсне;

змінюють геометрію крила і інше. Але ці і інші відомі рішення мають свої недоліки: складні в конструктивному відношенні, недостатньо надійні і енергозатратні.

Автор створив і пропонує вже освоєні в практиці надійні рішення, прийнятні для всіх літаків, в тому числі і для літаків великої ваги і швидкості польоту.

Впровадження їх вкрай потрібне, так як багато пасажирів боїться процесу посадки в літаках, які мають велику швидкість під час цієї операції; до того ж сама конструкція цих літаків, при великій швидкості посадки, інтенсивно руйнується від жорстких ударів об смугу приземлення.

Рішення автора дають можливість за рахунок регулювання повітряними потоками інтенсивніше і більш надійно гальмувати літак, наприклад в момент його підходу до смуги посадки, а також в процесі руху його по цій смугі до повної зупинки.

Ці рішення може зацікавити відповідні організації.

Найбільш близьким аналогом пристрою, що заявляється, вибраним як прототип, є надзвуковий пасажирський літак Ту-144 (стор.254 в указаній вище книзі - Самолеты страны Советов).

З метою спрощення процесу оцінки прототипу, (фіг. 4п ÷ 6п) і пропонуємого літака (фіг. 1÷3;7÷11) додаються і фігури креслення і описи для обох об'єктів.

Прототип містить одноповерховий фюзеляж 1п, в об'ємі якого розташовані пасажирські салони 8п і кабіна пілотів 9п, а в кінці до зовнішньої (нижньої) частини його корпусу закріплені чотири - відокремлені один від одного перегородками - повітрязабірники 6п, на виході із яких в касеті розміщені чотири потужні турбовентиляторні двигуни 5п, оснащені реверсом тяги, при цьому літак має аеродинамічну схему "безхвостка" з вертикальним оперенням 2п, трикутним крилом малого

здовження, змінної стріловидності 3п, задній кінець якого зайнятий двома елевонами 4п, які одночасно виконують функції рулів висоти і елеронів; наділений тристійчастим шасі 7п 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 як в ручному, так і автоматичному режимах.

Загальними суттєвими ознаками відомого літака Ту-144 (фіг. 4п, 6п), та літака що заявляється (фіг. 1÷3, 7÷11) 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, оснащений реверсом тяги, при цьому літак має аеродинамічну схему "безхвостика" з вертикальним оперенням і трикутним крилом змінної стріловидності, задній кінець якого зайнятий двома елевонами, які одночасно виконують функції рулів висоти і елеронів; наділений тристійчастим 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.

До причин, які перешкоджають одержанню необхідного технічного результату, тобто не дають можливості здійснювати посадки на літаках з великими швидкостями руху в горизонтальній і вертикальній площинах, що призводить до негативного психологічного впливу на реальних і потенціальних пасажирів і до жорсткого і інтенсивного руйнування конструкції літака в процесі швидкого приземлення з сильними ударами об смугу посадки відносяться ті, що не оснащені пристроями, які б давали можливостями створювати такі повітряні потоки, які б приводили до радикального зменшення швидкості поступального руху літака, а то і до зависання ("утримання") його в повітрі безпосередньо перед посадкою (перед торканням його коліс до смуги посадки) і забезпечували б інтенсивний реверс тяги на посадочній смузі до повної зупинки літака.

Для здійснення на літаку безпечної посадки його конструкція створена так, що пілоти мають можливість регулювати і керувати роботою тільки двигунів і елементів механізації крила. А цього недостатньо. Якщо швидкість руху літака при існуючих можливостях утримання літака в повітрі зменшити до швидкості меншої 280 км/год. то він упаде.

Автор знайшов рішення, які дають можливість "утримувати" літак в повітрі при значно меншій (~75 ÷ 80 км/год.) швидкості поступального руху

ніж швидкість, яка указана в технічній характеристиці прототипу - 280 км/год.

Прийняті рішення і достатньо вдалий підбір і розміщення устаткування і пристроїв дали можливість створити повітряні потоки достатньої продуктивності і потужності з ефективними напрямками руху, що не використовується в прототипі і анало-

гах і знижує К.К.Д., отже і продуктивність і економічність прототипу.

В основу винаходу поставлена задача вдосконалення прототипу (фіг. 4п÷6п), в якому шляхом модифікації конструкції фюзеляжу 1п і повітрозабірників 6п, а також за рахунок зміни складу касети двигунів 5п і нового розміщення останніх в фюзеляжі з втіленням і інших рішень дало можливість одержати літак (фіг. 1÷3; 7÷11) здатний здійснювати з коротким розбігом, летіти з надзвуковою крейсерською швидкістю, здійснювати посадку з невеликими швидкостями руху по вертикалі і горизонталі, що дає можливість збільшити К.К.Д. літака, його продуктивність та економічність. Викладене обґрунтовано збільшить попит на такий об'єкт.

Поставлена задача вирішується тим, що в літаку (фіг. 4п ÷ 6п), що містить одноповерховий фюзеляж 1п, в об'ємі якого розташовані пасажирські салони 8п і кабіна пілотів 9п, а в кінці до нижньої зовнішньої частини його корпусу закріплені чотири відокремлені між собою перегородками повітрозабірники, в кожному із яких на виході розміщені в касеті потужні турбовентиляторні головні двигуни 5п, оснащені реверсом тяги, при цьому літак має аеродинамічну схему "безхвостика" з вертикальним оперенням 2п і трикутним крилом змінної стріловидності 3п, задній кінець якого зайнятий двома елевонами 4п, які одночасно виконують функції рулів висоти і елеронів; наділений тристійчастим шасі 7п 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. Відповідно до корисної моделі (див. фіг. 1÷3; 7÷11), його фюзеляж 1 побудований круглої або близько до круглої (в поперечному розрізі) форми, всередині якого на всій довжині споруджене непроникливе для повітря міцне міжповерхове перекриття I", яке розділяє його об'єм на верхній і нижній поверхи, із яких: на верхньому розташовані пасажирські салони, кабіна пілотів 9 і окрема комора 8", а на нижньому - спільний повітрозабірник 6, носова частина якого (I₁+I₂) виконана у вигляді конфузора, в об'ємі якого розміщені і закріплені - з використанням збірнорозбірних ("з-р") сполучень, два прокачуючі чисте транзитне повітря циліндрові двигуни 5¹; в кінці фюзеляжу спільний повітрозабірник 6, розділений двома міцними і щільними перегородками 16 (фіг. 1; 2) на три рівні між собою окремі повітрозабірники 6¹, з розміщенням і закріпленням на виході із кожного, теж з використанням "з-р" сполучень, по одному головному двигуну 5, перед кожним із яких (в повітрозабірниках 6¹) закріплені регулюємі "входи повітря" і "сопла"; а додатково, на вході в кожен периферійний повітрозабірник 6¹, закріплений іще і поворотний клапан 23 з амортизатором, при цьому:

по перше, на довжині ділянки I₃ (фіг. 2), в товщі днища I" спільного повітрозабірника 6, на ширині трохи меншій величини діаметра фюзеляжу D_ф (фіг. 1), вмонтовані клапани 10, які конструктивно об'єднані в розраховану кількість груп для можли-

вості здійснення керування величиною підйомної сили літака і сили реверса тяги двигунів 5¹;

по-друге, над клапанами 10, на довжині згаданої вище ділянки l_3 і всій ширині фюзеляжу 1, закріплена "решітка крилових профілів" 11, останні (профілі) якої теж згруповані для можливості здійснення керування додатковою величиною підйомної сили (\pm) P_k за рахунок включення в роботу певних їх груп і зміни величини кута α (фіг. 11) при розрахованій частині відкритих клапанів 10 і працюючих - одному або обох двигунів 5¹, незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці;

по-третє, стеля 1¹ повітрязабірника 6 від точки г до точки к виконана зі схилом "і", що теж забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (+) P_c , при певній частині відкритих клапанів 10 і працюючих одному або обох двигунів 5¹, незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці;

по-четверте, зовнішня поверхня верхньої частини фюзеляжу (даху) 1, від точки ж і до ж¹, виконана зі схилом "іі", а на відрізку l_4 + більша частина відрізка l_5 цього даху виконана з більшим схилом і теж забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (-) P_ϕ в процесі польоту або переміщення літака, наприклад на території аеропорту, зі швидкістю більшою 75 км/год. (незалежно від того, відкриті або закриті клапани 10);

по-п'яте, кабіна пілотів 9 збудована так, що її верхня частина представляє собою добре обтічний повітрям ковпак, ліхтар 12 якого врівень вписаний в тіло стін кабіни;

по-шосте, на зовнішніх бокових стінах двох периферійних повітрязабірників 6¹ утворені отвори (фіг.1), закритішиберами 23¹, які зблоковані з поворотними клапанами 23 і відкриваються перед закриттям цих клапанів (23), в результаті чого атмосферне повітря входить в обидва периферійні двигуни 5 по стрілці 23"; в цей час двигуни 5¹ працює частково на середній двигун 5, стелю 1¹, профілі 11 і клапани 10. Останні теж створюють певну величину підйомної сили, але автор в цій заявці не враховує її;

по-сьоме, такі частини літака як:

крило 3;

конфузор повітрязабірника 6;

дві перегородки 16 повітрязабірників 6¹;

два довгі пандуси 13;

короткий пандус 14;

всі крилові профілі 11;

всі поворотні клапани 10;

оперення 2, виконані з тонкою і гострою, як ніж, передньою кромкою;

кожухи двигунів 5¹ виконані загостреної конусної форми.

Причинно-наслідковий зв'язок, що досягається.

Запропонована конструкція дає можливість:

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, що приведе до

спокою пасажирів, коли вони будуть згадувати або приймати участь в посадках, польотах, взагалі.

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. Пропонуємий літак може сідати (і злітати) на "м'яку" і коротку смугу, а також і на палубу авіаносця без використання пристроїв ловлення тросом;

значно зменшити витрати енергії двигунів (5 і 5¹) літака на подолання опору зустрічного повітря, так як воно прокачується транзитом без зупинки на лопатях пропелерів 15, що дає можливість збільшити швидкість польоту літака. Значна частина зустрічного повітря майже без гальмування входу в конфузори транзитом проходить через повітрязабірник 6 з прокачкою;

нижній поверх літака, оснащений двигунами 5¹ і облаштований важливими пристроями по створенню додаткової підйомної сили: стелею 1¹ зі схилом "і"; "решіткою крилових профілів" 11; системою поворотних клапанів 10 і системами керування роботою двигунів і інших пристроїв для безпеки літаків складає новий, важливий додаток конструкції цих об'єктів;

через повітрязабірник 6 проходить тільки той потік повітря, контури поперечного розрізу якого окреслені переднім торцем конфузора. За межею останнього повітря залишається "нерухомим", що дає додатково немалий технічний результат;

всередині повітрязабірника 6 потоки повітря (17-18-19-20) проносяться в бік двигунів 5 з ураганною швидкістю і перетворюються в потрібну нам додаткову підйомну силу літака (\pm) P_k + (+) P_c , а в повітрязабірниках 6 ці потоки в масі потоку 22 перетворюються в енергію тиску;

на великій висоті польоту повітря розріджене, тому із повітрязабірника 6 можна відбирати певний об'єм повітря для пасажирських салонів 8 і кабіни пілотів 9,1, простіше підтримувати вказаних розміщеннях потрібний тиск повітря;

немаловажним показником є і те, що при вмиканні реверса тяги відомих двигунів може виникнути пожежа; пропонуємий реверс в цій моделі є більш надійним; використовується холодне повітря; 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.

Суть запропонованого винаходу пояснюється кресленням.

На фіг. 1 зображена схема компонування фрагментів літака в плані. Конструкцією передбачене симетричне розташування: пасажирських салонів 8, кабіни пілотів 9 з ліхтарем 12; три (в нашому випадку) основних двигунів 5; двох запірних клапанів 23 з амортизаторами; двох перегородок 16; трьох окремих повітрязабірників 6¹ (для кожного двигуна 5). Із фіг. 1 видно, що нерухоме зустрічне

повітря розсікається достатньо пологими двома розсікачами 13 і трохи коротшим – 14, що значно зменшує літаку опір зустрічного потоку повітря; Видно і той факт, що ширина "у" ложа двигунів 5 передбачає вільний доступ в проїми 8 між суміжними двигунами і стінками фюзеляжу і двигунами для технічних оглядів і профілактики.

На фіг. 2 зображена схема конструкції пропонуємого літака (розріз вертикальною площиною по поздовжній осі симетрії 1-1 на фіг. 1. Схема розкриває рішення по компонованню основних двигунів 5, розташованих в хвостовій частині корпусу фюзеляжу 1 і прокачуючих двигунів 5¹, розташованих всередині конфузора, розміщеного на вході в повітрозабірник 6; показані місця розміщення " решітки крилових профілів" 11 і поворотних клапанів 10;

показані: - схил "і₁" зовнішньої поверхні верхньої частини фюзеляжу (даха 1 літака), а також схил "і" стелі 1¹ повітрозабірника 6.

Схил "і" (під міжповерховим перекриттям 1¹) на довжини І₃+І₄, взятий автором 0.005.

Із поздовжнього розрізу кабіни пілотів 9 видно, що її лобова частина не буде зустрічати великого опору зустрічного потоку повітря, так як вона і бокові стінки "скошені" якомога більше, щоб потік повітря протікав без надмірної турбулізації;

На фіг. 3 зображена схема конструкції літака (розріз вертикальною площиною 2-2, на фіг. 1 або - вид спереду); показане розміщення: крила 3; ліхтаря 12; кабіни 9 пілотів; розсікачів-пандусів 13 і 14; пропелерів 15, прокачуючих двигунів 5¹; шасі 7;

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

На фіг. 7 зображений загальний вид пропонуємого літака в плані;

на фіг. 8 теж, вид збоку;

на фіг. 9 теж, вид спереду;

на фіг. 10 зображений вузол поворотних клапанів 10, які вмонтовані в тілі днища 1" фюзеляжу 1 і є також в нашому об'єкті:

по-перше, для того, щоб при необхідності можна було регулювати тиск повітря в повітрозабірниках 6 і 6¹, наприклад, за рахунок закриття певної кількості клапанів 10;

по-друге, для того, щоб одержувати ефект реверса тяги двигунів 5¹, за рахунок установки і закріплення кінців клапанів 10 в точках б;

по-третє, для того, щоб збільшити 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. Клапани 10 можуть бути установлені і закріплені і в вертикальній площині, якщо потрібно значно збільшити підйомну силу і швидкість руху літака;

На фіг. 11 зображений ескіз "крилового профілю" 11, конструкція якого не повинна створювати для повітряного потоку 19 і 20, а значить і літаку великого опору, тому їй надана стріловидна форма. Привід для зміни величини кута атаки α передбачено приєднати до заднього кінця рухомої панелі, вібрації якої не допускається (!); при цьому потрібна велика міцність і невелика вага кожного " крилового профілю" 11.

Відомості які підтверджують можливість здійснення винаходу.

Літак містить круглий або близький до круглого (в поперечному розрізі) фюзеляж 1, всередині якого по всій його довжині споруджене непроникне для повітря міцне міжповерхове перекриття 1', яке розділяє об'єм фюзеляжу на верхню і нижню частини, із яких верхня може складатися принаймні із одного поверху (конструкцією цієї моделі на верхній частині передбачене спорудження одного поверху), з розміщенням на його площі пасажирських салонів 8, кабіни пілотів 9, з забезпеченням в них нормативного рівня герметизації і тиску повітря; окремо, на цьому поверсі побудована комора 8¹, а на нижньому (поверсі) - спільний повітрозабірник 6, носова ділянка якого виконана у вигляді конфузора, в об'ємі якого розміщені і закріплені з використанням "З - Р" сполучень два прокачуючих чисте транзитне повітря циліндрові двигуни 5¹, а в кінці повітрозабірників 6¹, всередині їх, розміщені і закріплені з використанням "З - Р" сполучень три головні турбовентиляторні (реверсні) двигуни 5 (наприклад, на Ту-144 Д використані 4 × 20950 кгс; журнал авіаМастер, 1/2001). Тут же необхідно відзначити, що в об'ємі спільного повітрозабірника 6, в його кінці збудовані три окремі повітрозабірники 6¹ за рахунок закріплення в об'ємі повітрозабірника 6 двох міцних і щільних перегородок 16 (фіг. 1). Перед входом в периферійні (бокові) повітрозабірники 6 закріплені (з амортизаторами) клапани 23 (фіг. 1;2); всі повітрозабірники 6¹ оснащені стабілізаційними решітками і відповідними регулюючими пристроями 11 (входом, соплом. ...), а на довжині ділянки h (фіг.2), в товщі днища 1" повітрозабірника 6, на ширині, трохи меншій величини діаметра фюзеляжу Д_ф, вмонтовані поворотні клапани 10, які конструктивно об'єднані в розраховану кількість груп для можливості здійснення керування величиною підйомної сили літака і сили реверса тяги двигунів 5¹; над клапанами 10 на довжині згаданої вище ділянки І₃ і всій ширині фюзеляжу 1 закріплена " решітка крилових профілів" 11, останні (профілі) якої теж згруповані для можливості здійснення керування величиною підйомної сили і величиною сили реверса літака, при цьому стеля 1¹ повітрозабірника 6 від точки г до к виконана зі схилом "і", що забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (+) Р_с при відкритих клапанах 10 і працюючих одному або двох - двигунах 5¹, незалежно від того, рухається чи стоїть літак на місці; зовнішня поверхня верхньої хвостової частини фюзеляжу 1, від точки ж до точки ж¹ виконана зі схилом "і", а на відрізу І₄ + більша частина відрізка І₅ – з більшим схилом, що забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (-) Р_ф в процесі польоту або переміщення літака, наприклад, на території аеропорту, зі швидкістю не меншою 75 км/год.; конструкція " решітки крилових профілів" 11 створена з можливістю регулювання величини додаткової підйомної сили (±) Р_к літака при відкритих клапанах 10 за рахунок зміни кута атаки α "крилових профілів" 11 і регулювання роботи, головним чином прокачуючих двигунів 5. (Одночасно можна впливати на цей процес і зміною числа обертів головних двигунів 5).

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

Відстань від точки д до точки г (фіг.2) визначається складанням таких величин як: товщина днища 1" прийнята автором ~ 150 мм; висота повітрозабірника 6-2800 мм; висота, потрібна для надання стелі 1' схилу "і" від точки г до точки к прийнята 205 мм. $(l_3+l_4) \times i$; $(35000+6000) \times 0,005=205$ мм). Тоді відстань від точки д до г буде найдена із виразу: $150+2800+205=3155$ мм, а від точки д до ж, - із виразу: $3155+150+2200+150=5655$ мм. Тут 2200 - висота пасажирських салонів 8 (нормативна).

Використавши цю лаконічну цифрову інформацію, автор створив конструкцію корпусу фюзеляжу з стандартним крилом 3, трьома прототипівськими 5 і двома введеними 5¹ двигунами, яка відповідає вимогам конструкції більш ефективного літака, ніж прототип, по комерційній ємності, енерговитратам, швидкості руху і безпеки польотів.

Вибравши потрібну комерційну ємність фюзеляжу і вирахувавши найбільш підходящі величини: "і", "і₁", і конструкції профілів 11, можна зконструювати літак з ефективними параметрами по всіх його показниках.

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.

Розглянуті профілі 11 мають таку конструкцію, яка на крейсерському режимі польоту чинить потокам повітря 19;20,21 невеликий опір. На фіг. 11 автор показав подовжній розріз крилового профілю 11, який має стрілоподібну форму. (При розробці робочих креслень цих відповідальних елементів літака проєктант може запропонувати свою конструкцію, звичайно, вона може бути кращою.

Продуктивність установлених в повітрозабірнику 6 двох допоміжних прокачуючих двигунів 5¹ 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 буде відкрита для виходу поміж них (через клапани 10) певного об'єму повітря з тиском його в повітрозабірнику 6 0,75 м вод. стовпа.

На бокових стінках двох периферійних повітрозабірників 6¹ утворені отвори (фіг. 1), які закриті шиберами 23¹, що відкриваються автоматично по команді пілота (із кабіни пілота), як тільки наповнину закриються клапани 23.

Двигуни 5 і 5¹ закріплені з використанням, як сказано вище, "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 боках 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 запропонованої моделі, як це свідчить із викладеного вище, в якості двох допоміжних двигунів 5¹, введені два циліндричні двигуни з двома співісними 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 повітрозабірника 6, а це дає можливість в двигуни 5 подавати чисте атмосферне повітря і виключити умови попадання в салони 8 літака продуктів згорання палива.

Недоліками відомих автору 24 циліндрових двигунів В.А. Добриніна є те, що вони мають недостатню (для запропонованого автором літака) потужність - 4300 к.с. (злітну), а значить і продуктивність. Бажано мати два двигуни потужністю по 10000 к.с. кожний з можливістю повного і зручного відведення продуктів згорання палива за межі повітрозабірника 6; бажано мати газотурбінний привід, якомога малогабаритний. Недоліки в виборі двигунів 5¹ можуть бути легко вирішені в процесі проєктування об'єкта.

Задні двигуни 5 закріплюють в їх ложе, ширина якого "У" є трохи менша діаметра Дф фюзеляжу 1.

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

Сума величин підйомної сили прототипу (в кг) РСП визначається із виразу $РСП = Р_{кр}$, де $Р_{кр}$ - підйомна сила стандартного крила 3п прототипу (в кг). Більше пілот в небі нічим не володіє.

Сума величин підйомної сили запропонованого літака визначається із виразу

$РСП \text{ запроп.л.} = Р_{кр} + Р_{с} + Р_{к} + Р_{ф}$, де елементи, які входять в приведений вираз розкриті (описані) вище, свідчить, що пілот володіє великими можливостями, якими потрібно вміти розпорядитися в експериментальній ситуації.

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

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

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 цього об'єкта.

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

3. З включенням в роботу основних двигунів 5 і прокачуючих 5¹ можна переміщати літак на землі і в небі з потрібною швидкістю його руху, маніпулюючи профілями 11, клапанами 10 (закривання - відкривання) і продуктивністю двигунів 5 і 5¹. Наприклад, закріпивши кінці клапанів 10 в точках в, можна всю потужність (двигунів 5 і 5¹) направити на досягнення максимально можливої швидкості руху літака, так як продуктивність указаних двигунів буде направлена тільки на досягнення цієї (макс швидкості) цілі.

Як виняток в роботі цього літака може бути використаний і реверс тяги основних двигунів 5, але так як цей узаконений процес небезпечний в пожежному відношенні (по оцінці автора заявки), то у пропонуємому літаку його бажано використовувати якомога менше.

4. В цьому розділі усвідомлено повторюється інформація про те, де і при яких умовах можна одержувати на запропонованому літаку додаткову підйомну силу, 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.

4.1. Стеля 1¹ повітрозбірника 6 від точки г до точки к виконана зі схилом "і", а так як потік 19 (фіг.2) рухається паралельно площині п-п, то це забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (+) Р_с при роботі одного або обох дви-

гунів 5¹ і при відкритих клапанах 10 незалежно від того, рухається літак, чи стоїть на місці;

4.2. Зовнішня поверхня верхньої частини фюзеляжу 1, від точки ж і до кінця хвостової частини літака, виконана зі схилом, що забезпечує можливість одержання додаткової підйомної сили (-) Р_ф в процесі руху літака зі швидкістю не меншою 75 км/год.;

4.3. Конструкція "решітки крилових профілів" 11 створена з можливістю регулювання величини додаткової підйомної сили (±) Р_к літака при відкритих клапанах 10 незалежно від того, рухається літак, чи стоїть на місці, за рахунок зміни величини кута атаки "α" "крилових профілів" 11 (фіг. 11) і зміни інтенсивності праці головним чином прокачуючих двигунів 5¹. (Одночасно можна впливати на цей процес і зміною числа обертів головних двигунів 5).

Більш детальну інформацію про те, яким чином працює запропонований літак по цій заявці (з інструкціями, правилами...), доцільно дати після захисту запропонованої моделі патентом і виявлення інтересу до неї замовників створення першої стадії проекту, в якому і будуть вибрані конкретні рішення з використаннями сучасних конструкцій, обладнання і планувань площі фюзеляжу, що приведе до виконання основних вимог: безпека, економічність і потрібна швидкість руху об'єкта.



