



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **110507** (13) **C2**

(51) МПК (2015.01)

B64D 33/02 (2006.01)

B64D 7/00

B64C 1/00

B64C 1/14 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки:	а 2013 09879	(72) Винахідник(и):	Лучезіні Массімо (ІТ), Мерло Емануеле (ІТ)
(22) Дата подання заявки:	30.05.2011	(73) Власник(и):	АЛЕНІА АЕРМАКІ С.П.А., Via Ing. Paolo Foresio, 1, I-21040 Venegono Superiore (Varese), Italy (ІТ)
(24) Дата, з якої є чинними права на винахід:	12.01.2016	(74) Представник:	Крилова Надія Іванівна, реєстр. №30
(31) Номер попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції:	ТО2011А000122	(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:	US 2010028684 А1, 04.02.2010 DE 3641289 А1, 16.06.1988
(32) Дата подання попередньої заявки відповідно до Паризької конвенції:	14.02.2011		
(33) Код держави-учасниці Паризької конвенції, до якої подано попередню заявку:	ІТ		
(41) Публікація відомостей про заявку:	10.01.2014, Бюл.№ 1		
(46) Публікація відомостей про видачу патенту:	12.01.2016, Бюл.№ 1		
(86) Номер та дата подання міжнародної заявки, поданої відповідно до Договору РСТ	РСТ/ІВ2011/001230, 30.05.2011		

(54) ЛІТАК

(57) Реферат:

Літак (10) з покращеними аеродинамічними характеристиками, адаптований для підтримання подовжньої стабільності по напрямку та дуже хорошої поведінки при помірно великому куті атаки. Вказаний літак (10) складається з фюзеляжу (12), до якого кріпляться крила (18, 20) певної форми, та носової частини (52). Зазначений літак (10) також містить пристрій керування вихорами (72) напливу переднього краю кореневої частини крила (НПККЧ), сформований з метою симетризації стрімкого зростання вихорів, які створюються таким НПККЧ при помірно великому куті атаки. Вказаний літак містить замінне обладнання зі щонайменше одним пристроєм розсіювання спадних радіолокаційних хвиль щонайменше на одній гарячій частині літака.

UA 110507 C2

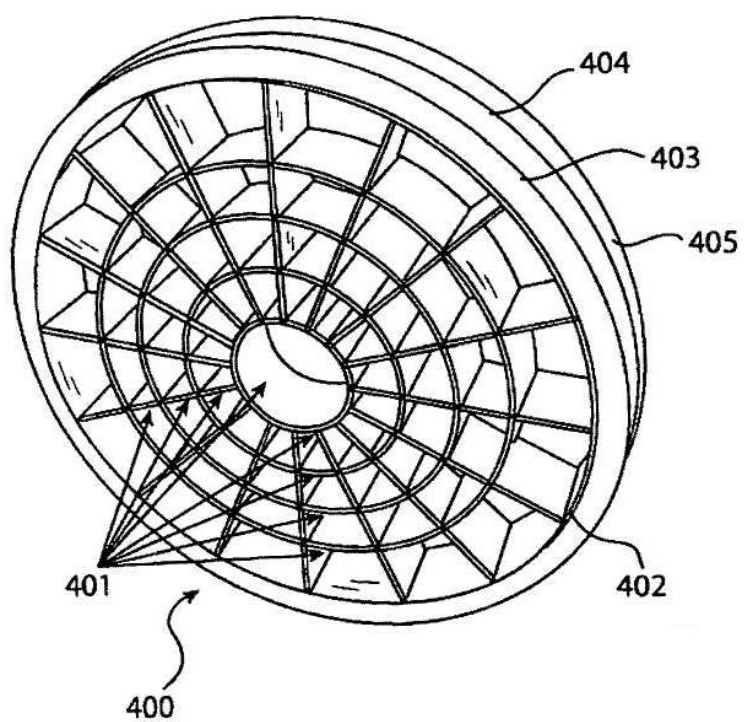


Fig. 23A

Предметом винаходу є літак, що має високі аеродинамічні показники та високі показники другорядних функціональних можливостей.

Багато типів літаків мають бути простими в управлінні та повинні мати особливі динамічні характеристики з точки зору виконуваних місій.

5 Такі літаки часто вимагають управління у повітряному просторі при польоті під великим кутом атаки; це особливо стосується значного кута атаки, який літак утворює відносно його власного вектора швидкості у кожний момент часу.

Необхідно зазначити, що при таких умовах польоту літак має бути у найвищій ступені стабільним та легко керуватися пілотом з метою дотримання безпечного поздовжнього нахилу у польоті під час бойових фаз.

Такої стабільності досягають за допомогою використання спеціальних автоматичних пристроїв керування, які дозволяють генерацію сил та моментів, призначених для компенсації небажаних ефектів польоту.

15 Якщо стабільність літака вздовж поперечної осі можна відповідно збалансовувати за допомогою оптимізованого співвідношення між положенням центру тяжіння та розмірами горизонтальних хвостових стабілізаторів, то присутність бічних відхилень (вздовж поздовжньої та вертикальної осей) при значному куті атаки важко контролювати навіть з використанням складних автоматичних пристроїв керування.

20 Тому, з цієї точки зору, необхідно максимізувати бічну стабільність літака при значних кутах атаки з метою збільшення можливості керування та спрощення маневрування для того, щоб попередити швидке та небажане відхилення літака від запланованого шляху.

Традиційно, зокрема, останнім часом були зроблені спроби усунути недоліки нестабільності за допомогою впливу на аеродинамічний профіль фюзеляжу та інших частини літака, але без досягнення особливо ефективних результатів.

25 Аналогом, найближчим до заявленого винаходу є літак з удосконаленими аеродинамічними характеристиками, конфігурація якого дозволяє утримувати стійкість на траєкторії польоту навіть під великим кутом атаки. Такий літак складається з фюзеляжу, до якого приєднано крила, щонайменше одного повітрязабірника, носової частини із загостреним перерізом, пристрою керування вихорами на передній крайці напливу крила (НПК), причому пристрій керування вихорами, створеними такою крайкою, виконано з можливістю взаємодії із хвостовим оперенням, утвореним з'єднанням крил з кілем, передні крайки якого простягаються за задні крайки кожного крила (Alenia Aeromacchi M-346 Master, Wikipedia, 24 December 2010 (2010-12-24), XP000002658993, Інтернет адреса: URL: /en.wikipedia.org/w/index.php?title=Alenia Aermacchi M-346 Master&oldid=404 014977).

35 Використання літаків при бойових діях потребує того, щоб вони були невидимими для радіолокаційних систем.

Літаки такого типу мають назву "невидимка" та дуже складну конструкцію, яка спеціально була розроблена для цієї мети: бути непомітними для радіолокаційних систем.

40 Структура літака-невидимки значно знижує відбиття випромінюваних електромагнітних хвиль в напрямку точки спостереження так, що літак стає значною мірою непомітним для радіолокаційних систем.

Крім того, такі літаки повністю покриті поглинаючими фарбами, які поглинають падаючі електромагнітні хвилі так, що роблять літак значною мірою непомітним для радіолокаційних систем.

45 Таке рішення є дорогим для виготовлення самого літака, і його аеродинамічна конфігурація погіршується, що призводить до незадовільної поведінки літака при польоті під великим кутом атаки.

50 З урахуванням вищезазначених потреб, метою цього винаходу є усунення вказаних недоліків та, зокрема, конфігурація літака з покращеними аеродинамічними характеристиками, що дозволить значною мірою оптимізувати поведінку літака головним чином у випадку польоту під великим кутом атаки.

Іншою метою цього винаходу є конфігурація літака з покращеними аеродинамічними характеристиками, яка дозволить знизити характеристику "бафтинг"-ефектів крил з невеликою довжиною з тонким профілем та змінною центральною лінією.

55 Наступною метою цього винаходу є реалізація конфігурації літака з високими аеродинамічними показниками, які дозволять успішно попередити втрати бічної стабільності та негативні ефекти, що створюються газовим струменем двигуна, який прилягає до стінки фюзеляжу, та горизонтального хвостового стабілізатора, стосовно стійкості, стабільності та подовжнього керування.

Наступною метою цього винаходу є конфігурація літака з покращеними аеродинамічними показниками, для того, щоб зробити можливим вихід зі штопору, головним чином за допомогою оптимізації поведінки літака під великим кутом атаки.

Наступною метою цього винаходу є конфігурація літака з високими аеродинамічними показниками, яка дозволить установку щонайменше одного бойового обладнання, наприклад, для зниження радіолокаційної помітності, яке можна знімати, та призначеного для того, щоб зробити літак значною мірою непомітним для радіолокаційних систем.

Всього вищевказаного досягають за допомогою конфігурації літака з покращеними аеродинамічними характеристиками за п.1, на який зроблене посилання для скорочення.

У бажаному випадку, літак, що є предметом цього винаходу, спроектований, зокрема, як літак з високими показниками другорядних функціональних можливостей.

В конфігурації використано два двигуни, і вона відрізняється наявністю серії вкрай особливих конструктивних властивостей.

Краще, щоб двостороння (тандем) кабіна з взаємопов'язаним командним управлінням польоту перш за все була розміщена послідовно з носовою частиною, яка має круглий та змінний поперечний переріз, з невеликим подовженням, яке оптимізоване для польотів під великим кутом атаки, в яку для діючої версії може бути вмонтований радіолокатор.

Форму та розміри носової частини оптимізують з метою зниження впливу вихорів на аеродинамічні характеристики літака при помірно великому куті атаки; крім того, зазначені характеристики дозволяють знизити відхилення напрямку при великому куті атаки, які є типовими для звичайних носових частин з круговим або еліптичним поперечним перерізом.

Крім того, профіль крила модифікують відносно профілів, які наразі виробляються, так, щоб поєднати систему мінімізації характеристики "бафтинг"-ефектів крил з невеликим подовженням та тонким профілем, який має змінну центрову лінію.

Додатково аеродинамічний проект передбачає розташування пристрою управління вихорами НПК (НПК = "Наплив на передньому краї"), відповідної форми з метою симетричного розташування поширення вихорів, які створює НПК при помірно великому куті атаки, відповідно до того факту, що симетричне поширення таких вихорів сприяє підтримці бічної стабільності та управлінню літаком при помірно великих кутах атаки.

Крім того, учбово-тренувальний літак згідно винаходу має повітрярозбірник двигуна, адаптований для того, щоб гарантувати характеристики та відповідний інтерфейс динаміки рідини з двигуном; такий проект не потребує інтеграції типового граничного шару на верхній стороні повітрярозбірника інтегрованого з НПК.

Роз'єднання горизонтального та вертикального хвостових стабілізаторів дозволяє досягти зниження аеродинамічного опору, який створює задня частина фюзеляжу, для оптимізації поведінки літака у штопорі та для покращення аеродинамічного проекту для великих кутів атаки.

Нарешті, обладнання для зниження радіолокаційної помітності літака, яке можна знімати, застосовується у щонайменше одній теплій частині літака, підтримуючи аеродинамічні характеристики літака (V).

Наступні цілі та переваги цього винаходу стануть зрозумілими після наведеного нижче опису та рисунків, що додаються, наведених тільки для ілюстрації та у якості зразків, які не обмежують винахід, де:

- фіг. 1 - вигляд збоку літака, зокрема, учбово-тренувального літака, спроектованого згідно винаходу;
- фіг. 2 - вигляд зверху літака, зокрема, учбово-тренувального літака, спроектованого згідно винаходу;
- фіг. 3 - вигляд знизу літака, зокрема, учбово-тренувального літака, спроектованого згідно винаходу;
- фіг. 4 - вигляд спереду літака, зокрема, учбово-тренувального літака, спроектованого згідно винаходу;
- фіг. 5 - вигляд ззаду літака, зокрема, учбово-тренувального літака, спроектованого згідно винаходу;
- фіг. 6 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії VI – VI, зображеної на фіг. 2;
- фіг. 7 - частковий та збільшений вигляд деталі конструкції літака, спроектованого згідно винаходу;
- фіг. 8 - поперечний переріз, зроблений вздовж лінії VIII – VIII, зображеної на фіг. 7;
- фіг. 9 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії IX – IX, зображеної на фіг. 7;
- фіг. 10 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії X – X, зображеної на фіг. 7;
- фіг. 11 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XI – XI, зображеної на фіг. 7;

- фіг. 12 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XII – XII, зображеної на фіг. 7;
 - фіг. 13 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XIII – XIII, зображеної на фіг. 7;
 - фіг. 14 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XIV – XIV, зображеної на фіг. 7;
 - фіг. 15 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XV – XV, зображеної на фіг. 7;
 - фіг. 16 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XVI – XVI, зображеної на фіг. 7;
 - фіг. 17 - поперечний переріз, зроблений уздовж лінії XVII – XVII, зображеної на фіг. 7;
 - фіг. 18 - збільшений вигляд деталі конструкції літака, спроектованого згідно винаходу;
 - фіг. 19A, 19B та 19C - літак, згідно винаходу, у різних проекціях, де показані гарячі частини, які зазвичай найбільш важливі та можна зробити невидимими для радіолокаційної системи завдяки обладнанню для зниження радіолокаційної помітності;

- фіг.20 - поперечний переріз металізації, яку згідно винаходу накладають на прозорі поверхні літака;

- фіг. 21A та фіг.21B - частина покриття, призначена для того, щоб згідно винаходу зробити прикріплені краї літака непомітними для радіолокаційних систем, на фіг. 21A відповідно показаний поперечний переріз у перспективі, на фігурі 21B показаний бічний поперечний переріз покриваючої частини;

- фіг. 22A та фіг.22B показане обладнання для першої ординати фюзеляжу, на фіг. 22A відповідно показане розташування обладнання; на фіг. 22B показана частина покриття, яке використовують для того, щоб згідно винаходу зробити першу ординату фюзеляжу літака непомітною для радіолокаційних систем, у поперечному перерізі, вигляд спереду;

- фіг 23A, 23B та 23C – решітка, призначена для того, щоб згідно винаходу зробити передню частину двигуна літака непомітною для радіолокаційних систем; зокрема, на фіг. 23A показана решітка у перспективі, на фігурі 23B показана деталь решітки у поперечному перерізі, на фіг. 23C показана замісна конструкція, яка замінює цю решітку після її зняття.

З посиланням на перераховані рисунки показаний літак, зокрема учбово-тренувальний літак, що має конструкцію з покращеними аеродинамічними характеристиками, згідно винаходу, в цілому позначений 10.

Літак 10 має фюзеляж 12 з верхньою стінкою 14 та нижньою стінкою 16, а також два крила, одне праве крило 18 та одне ліве крило 20, відповідно з'єднаних з фюзеляжем 12.

Праве крило 18 має край крила 22, а ліве крило 20 має край 24.

Крім того, літак 10 має кермо напрямку 34, встановлене в хвостовому оперенні 38 або вертикальний хвостовий стабілізатор та горизонтальний хвостовий стабілізатор 44, який має один правий горизонтальний стабілізатор 26 та один лівий горизонтальний стабілізатор 28 з відповідними з краями 30, 32.

Кращим, але не обмежуючим варіантом втілення винаходу, як було зазначено раніше, є типова конструктивна форма, де є один подвійний двигун, який має два повітрозабірники 46 для входів відповідних турбореактивних двигунів 48, які мають відповідні вихідні конічні сопла 60.

Нарешті, біля носової частини 52, де може бути встановлений радіолокатор для діючої версії літака 10, встановлений кокпіт 54, краще, двосторонній (тандем) з взаємопов'язаним управлінням польотом, що захищений лобовим склом 62, крім того, може бути передбачена заправна штанга для проведення заправки літака 10 у польоті.

Як показано на фіг. 2 та 3, кожне крило 18, 20 літака 10 має зовнішні елерони 56 та внутрішні закрилки для зльоту та приземлення 64 з подвійним слотом, які розташовані на задньому профілі або на задньому краї крила 70 кожного крила 18, 20, та, крім того, оптимізуючі пристрої профілю маневрування крила або рухомий передній край крила (відхилення вниз переднього краю) 66, присутні на передньому краї 68, профіль якого сформований за особливою геометрією на основі загальних аеродинамічних принципів, згаданих у цьому винаході.

Більш детально технічні властивості літака 10, адаптованого для досягнення високих аеродинамічних показників та стабільності польоту згідно винаходу, наведені нижче.

Перш за все, аеродинамічний проект характеризується наявністю пристрою управління (НКВ = "НПК контролер вихорів") вихорами НПК ("Наплив по передньому краї") при помірно великому куті атаки (посилання номер 72 на фіг. 1).

Фактично, наявність НПК, який має плоску готичну форму, яка становить 6,4 % від повної площі крила (як у випадку згідно винаходу), дозволяє створити вихрову підйомну силу при великому куті атаки, і, крім того, проект НПК покращується за рахунок інтеграції НКВ ("НПК контролер вихорів") в його кінці, з метою досягнення симетричного розповсюдження вихорів при великому куті атаки з положеннями відносно осі riskання так, щоб попередити результуючі втрати бічної нестабільності.

Розміри пристрою управління 72 залежать від того, який НПК розташований перед ним та, у будь-якому випадку, чим більший НПК, тим вищий НКВ; допустима похибка може визначатися у показниках співвідношення між площею НПК та висотою відповідного НКВ, відповідно до якого розраховане значення цього співвідношення становить 2,35 м, та допустима похибка прийнятної області коливається між значеннями + 100 % та – 50 % з відносно розрахованого значення.

Форма носової частини 52 літака 10 та її розміри надалі оптимізують з метою зниження впливу її вихорів на аеродинамічних властивості літака 10 при помірно великих кутах атаки; зазначені властивості, крім того, дозволяють знизити асиметрії напрямку при великому куті атаки, що є типовим для носових частин, які мають традиційний круговий та еліптичний поперечний переріз.

Носова частина 52 ("передня частина") літака 10 згідно винаходу має серії поперечних перерізів, які мають різну геометрію починаючи від кінцевої частини 74 та закінчуючи з'єднувальним кутом з верхньою точкою НПК.

У якості прикладу та кращого, але не обмежуючого, втілення геометричної форми та послідовних поперечних перерізів, які мають різну геометрію, між кінцевою частиною 74 та відповідним поперечним перерізом, взятими на висоті 76 (головним чином розміщеним на початку кокпіту 54), зображена у послідовності на фіг. 8 – 17, звідки видно, що є перехід від кругового поперечного перерізу з невеликим видовженням (фіг. 8 – 11) до поперечного перерізу, який має овальну або куполоподібну геометричну форму (фіг. 12 – 17).

На зазначених рисунках також видно зміщене положення носової частини 52, від кінцевої частини 74 до поперечного перерізу відповідно до поздовжньої осі K, показаного на фіг. 17.

Зокрема, відповідно до кращого варіанту втілення винаходу, співвідношення між довжиною носової частини 52, взяте від кінцевої частини 74 до поперечного перерізу, зробленого вздовж лінії XVII – XVII (посилання L), та середнім значенням між довжиною A та B двох півосей її поперечного перерізу (поперечний переріз показаний на фіг. 17) має значення 1,873, з похибкою $\pm 10\%$.

Спеціальна конструкція та її вираження в термінах аеродинамічних умов у польоті просто виводять з комбінації параметра, зазначеного вище (більше або менше допустимої похибки), з поступовою зміною поперечного перерізу носової частини 52 від верхньої точки або кінцевої частини 74 літака 10 до відповідного поперечного перерізу, зробленого вздовж лінії XVII – XVII.

На фіг.18 детально показаний повітрязабірник двигуна, в загальному позначений номером 46, який сприяє забезпеченню характеристик літака 10, головним чином, з точки зору потрібного гідродинамічного інтерфейсу з відповідним турбореактивним двигуном.

Повітрязабірник 46 має заокруглення на еволютивному передньому краї, оптимізоване з метою зниження нерівномірності потоку до передньої частини двигуна 47 на внутрішній стороні внаслідок високого кута атаки на нижній частині та для зниження опору відводу на зовнішній стороні.

Зокрема, середнє заокруглення на передньому краї внутрішньої передньої частини обичайки 76A становить 7 мм, при цьому середнє заокруглення нижньої передньої частини обичайки 78 становить 17,5 мм, а зовнішньої передньої частини обичайки 80 становить 14 мм так, що площа вхідного струменю повітрязабірника становить близько $0,322\text{ м}^2$, площа критичного перерізу повітрязабірника становить приблизно $0,257\text{ м}^2$ та площа вхідного перерізу на двигуні становить близько $0,273\text{ м}^2$ (необхідно пам'ятати, що такі розміри стосуються повітрязабірника).

Повітрязабірник 46 відрізняється відсутністю типового кільця граничного шару ("відсікача") на верхній стороні кожного повітрязабірника, інтегрованого з одним НПК, завдяки особливому взаємозв'язку між довжиною НПК та його власною формою; фактично, на великих кутах атаки НПК працює як відбивач спрямлення потоку.

Крім того, повітрязабірна система надалі може мати два додаткових повітрязабірники (на рисунках не показані), які розміщені позаду з'єднання між крилом 18, 20 та фюзеляжем 12, які відкриваються коли тиск у з'єднанні стає нижчим, ніж тиск позаду з'єднання крило-фюзеляж, завдяки попередньо навантаженим пружинам інтегрованим у навісі цих же додаткових повітрязабірників.

Функція таких повітрязабірників полягає у зниженні при відкриванні локальних кутів атаки на передніх частинах обичайки основного повітрязабірника 46 при великому куті атаки при відкритті, таким чином знижуючи кількість повітря, яке проходить через зазначений основний повітрязабірник 46.

Одна з особливих властивостей літака 10, яка забезпечує його високі показники з стосовно його польотної стабільності та аеродинамічної структури, без сумніву, досягається завдяки

роз'єднанню горизонтального 44 та вертикального хвостового стабілізатора 38, який дозволяє знизити аеродинамічний опір, що створюється заднім фюзеляжем, оптимізуючи поведінку літака 10 у штопорі та покращуючи весь його аеродинамічний проект при великих кутах атаки.

Вертикальне хвостове оперення трапецієподібної форми має кермо 34 і з'єднане з крилом в тому сенсі, що його передній край, позначений номером 36 на фіг. 1, охоплює задні краї 70 кожного крила 18, 20, з метою надання можливості виходу зі штопору та для оптимізації в основному поведінки літального апарата 10 при великому куті атаки.

Горизонтальне хвостове оперення, також має трапецієподібну форму, та приводиться у дію двома незалежними актуаторами, які дозволяють його симетричне та асиметричне відхилення; нарешті, таке хвостове оперення має вісь обертання, позначену номером 86 на фіг. 2, яка відхилена вправо та вліво на $7,5^\circ$ відносно поперечної осі 88 з метою оптимізації інерції та шарнірних моментів.

Роз'єднання між горизонтальним та вертикальним хвостовим стабілізатором також можна характеризувати визначенням допуску контрольного параметра, який визначений як співвідношення висоти C, показаної на фіг. 1, яка може бути визначена як відстань між верхньою точкою основи керма та верхньою точкою основи горизонтального хвостового стабілізатора 44, та плечем хвостового оперення, що становить 4181 мм; з цього виходить, що відповідне значення, вказане вище, становить $1932 \text{ мм} / 4181 \text{ мм} = 0,462$, з допуском 10 %.

Хоч профіль крила модифікований і оптимізований порівняно з учбово-тренувальним літаком звичайного типу з метою зниження "бафтинг"-ефекту з урахуванням відомих властивостей крила, що має невелике подовження з тонким профілем та змінною центральною лінією біля уступу по передньому краї.

Згідно винаходу, навпаки, використовують крило (посилання 18 та 20) трапецієподібної форми, з середнім подовженням ($AR=4$), яке відрізняється присутністю уступу по передньому краї (позначеного літерою S на фіг. 2), що становить 67,5 % від повної аперттури крила; модифікація відносно стандартних крил, перш за все, відноситься до радіусу переднього краю крила, позначеного літерою R на фіг. 6, форма якого змінюється від круглої (відомий спосіб) до трикутної, з метою оптимізації положення критичної точки в присутності переднього краю крила 68 та "Відхилень вниз переднього краю" 66 відхиленого при середніх кутах атаки.

Як видно з фігури 6, на якій показане збільшений поперечний переріз уздовж лінії VI – VI фіг. 2, кожне крило 18, 20 має профіль зі змінним вигином і на передньому краї крила 66 ("Відхилення вниз переднього краю"), і на задньому краї крила 70, за допомогою елеронів 56; це запрограмоване тільки у передзвуковій області з метою забезпечення зниження вигину, який зменшує ефекти стискання.

У кількісному вираженні спроектоване значення відносного подовження корду на передньому краї крила становить 0,36 %, з допуском від +0,5 % до -0,2 %, відносно номінального значення, виходячи з цього спроектоване значення повної аперттури крила у відсотковому значенні з модифікацією профілю, відносно звичайних рішень становить 8,2 %, з допуском від +10 % до -5 %, відносно номінального значення.

Наступні властивості літака 10 представлені у фюзеляжі 12, в задній частині 16 якого інтегровані вихідні отвори двигуна та малий хвіст, позначений номером 90 на фіг. 3, на якому закріплюються хвостові стабілізатори.

Крім того, суміжна з вихідними отворами двигуна область оптимізована з метою зниження негативних ефектів по опору та стабільності/подовжньому керуванню, що викликаються газовим струменем двигуна, суміжного зі стінкою фюзеляжу 12 та горизонтальним хвостовим оперенням 44.

Крім того, літальний апарат 10 зроблений трьохточковою схемою, до складу якої входить один передній візок та два основні візки, передній візок має стрижень, з чотирма дверима, що закривають від навколишнього простору, та зі зворотнім зв'язком по напрямку потоку.

Основний візок втягується у протилежному напрямку відносно напрямку потоку, а система зворотного зв'язку оптимізована з метою надання можливості для встановлення на фюзеляж зовнішнього підфюзеляжного навантаження.

Літак 10 згідно винаходу має автоматичну систему керування польотом ("Електродистанційне керування польотом"), цифрового квадруплексного типу, яка дозволяє оптимізувати характеристики та параметри польоту; потім система дозволяє покращити безпеку польоту за допомогою автоматичного обмеження режимів польоту, які можуть бути некомфортними для пілота або можуть спричинити втрату контролю ("Безпечне пілотування").

Літак згідно винаходу забезпечений обладнанням для зниження радіолокаційної помітності літака, щонайменше, однієї гарячої частини "Н" самого літака, що легко виявляється радіолокаційними системами. Таке обладнання складається з, щонайменше, одного пристрою

для розсіювання падаючих радіолокаційних хвиль, який можна застосувати, а потім зняти, по мірі необхідності, завжди підтримуючи аеродинамічні властивості літака.

Для цілей цього винаходу, гаряча частина "Н" літака визначається як будь-яка частина, що зазвичай помітна для радіолокаційних систем, наприклад: кокпіт 54, який має прозору частину (ліхтар та лобове скло) 62; одна перша ордината фюзеляжу 12, з якою з'єднана носова частина 52, до якої приєднана радіолокаційна антена літака, видима радіолокатору через носову частину, яка складається з обтікача, прозорого для випромінювання; множина передніх країв (36, 66, 68) компонентів, наприклад, крил (18, 20), повітрозабірники двигуна 46, хвосту (38, 44) та, щонайменше, одна передня частина двигуна 47.

Таке обладнання включає в себе, щонайменше, один пристрій згідно особливого або відповідного технічного рішення для кожної гарячої частини літака з метою зниження радіолокаційної помітності.

Для зниження радіолокаційної помітності, яка виходить з гарячих частин "Н" літака, наприклад, кокпіт 54, включаючи прозору частину 62, обладнання містить щонайменше одну металізацію 100, що зроблена на прозорій частині 62.

Така металізація 100 адаптована для відновлення електричної неперервності літака так, щоб знизити генерацію дифракцій падаючих хвиль, які виникають у кокпіті 54, що вкритий лобовим склом 62 та потенційно може бути помітним для радіолокаційної системи; крім того, вона забезпечує відбиття за межі зони покриття радіолокаційної системи.

Металізацію 100 виготовляють із застосуванням множини шарів покриття, бажано три шари. У варіанті втілення, показаному на фіг. 2, така металізація 100 містить, щонайменше, один перший шар або базу 101, який здатний підготувати лобове скло, що має отримати металізацію 100.

Після нанесення такого першого шару 101 наносять, щонайменше, другий шар 102, краще, через внесення матеріалу, який має високий ступінь електропровідності, наприклад, золота або еквівалентних матеріалів з високою здатністю нанесенні на поверхню. Такий другий шар 102, який фактично і є електропровідним металізованим шаром, наносять на перший шар 101 за допомогою розпилювальних методів нанесення матеріалів.

Для захисту металізації 100 наноситься, щонайменше, одне захисне покриття 103, призначене для мінімізації ризиків пошкодження металізації 100 внаслідок випадкових ударів або атмосферних явищ.

Додатково до множини шарів, зазначених вище, металізація 100 має множину електричних пристроїв призначених для забезпечення електричного з'єднання металізації 100 з конструкцією літака.

У варіанті втілення, показаному на фіг. 20 до складу такого електричного пристрою входить, щонайменше, один з'єднувальний пристрій 105, краще, виготовлений з електропровідної плівки, наприклад срібної, яка має електричний контакт з другим шаром 102.

Такий з'єднувальний пристрій 105 призначений для з'єднання шарів, з яких складається металізація 100, з конструкцією літака.

Така металізація 100 може бути виготовлена разом з виготовленням прозорих частин кокпіта, які можна повністю замінити.

Після закінчення використання обладнання літака достатньо замінити лобове скло 62 кокпіта на прозорі частини, на яких відсутня металізація 100.

Для зниження радіолокаційної помітності від гарячої частини "Н" літака, наприклад, від, щонайменше, одного переднього краю (36, 66, 68, 70) таких компонентів як крила (18, 20), до складу обладнання входить, щонайменше, одна захисна частина 200, яка розташована на передньому краї таких компонентів літака, при цьому зберігаючи аеродинамічний профіль самого компонента.

У прикладі втілення, показаному на фіг. 21A та 21B, така захисна частина 200 складається з першої опорної конструкції 202, зробленої, бажано, з металу, закріпленої на конструкції компонента літака за допомогою скріплювальних елементів, таких як гвинти та болти.

Після першої конструкції 202 прикріплюють другу конструкцію 203, призначену для поглинання падаючих електромагнітних хвиль так, щоб в результаті значно послаблювати відбиті та/або заломлені хвилі.

Після закінчення використання такої захисної частини 200 її від'єднують від конструкції літака та, в разі необхідності, замінюють захисною частиною покриття, яка одначе, зберігає аеродинамічний профіль за допомогою відповідної форми конструкції 202, на якій відсутнє друге поглинаюче радіолокаційне покриття 203.

Таке рішення дозволяє зберегти аеродинамічний профіль, необхідний для таких передніх країв (36, 66, 68, 70), і зменшити витрати та складність установки.

Для зниження радіолокаційної помітності від гарячої частини "Н" літака, такої, як перша ордината фюзеляжу 12 у носовій частині 52, обладнання містить, щонайменше, один лист клейкого металу 301, наприклад алюмінію, який вкриває першу ординату фюзеляжу 12 літака та, щонайменше, один лист поглинаючого матеріалу 302, прикріпленого до таких листів металу 301.

Як показано на фіг. 22А, обладнання розташовують між першою ординатою фюзеляжу 12 та радіолокаційною антеною "А", яка вкрита обтікачем носової частини 52.

На вигляді спереду форма листів металу 301 та поглинаючого матеріалу 302 є відповідас формі першої ординати фюзеляжу 12 літака з властивостями зазначеними вище.

Як показано на фігурі 22В, поглинаючий матеріал 302 прикріплюють до шарів металічного матеріалу 301, наприклад, клейкими засобами.

Поглинаючим матеріалом 302, який використовують, може бути, наприклад, губчатий шар, насичений феритовим порошком, графітом і т.д., призначеним для поглинання падаючих електромагнітних хвиль для значного зниження відбитої хвилі.

Після закінчення використання обладнання для зниження помітності першої ординати фюзеляжу 12 літака, листи металу 301, до якого кріпляться листи 302, знімають, щоб повернути першу ординату фюзеляжу 12 до початкового стану.

Таке рішення дозволяє знизити витрати та вагу обладнання, прикріпленого до літака, додатково знижуючи складність прикріплення.

Для зниження радіолокаційної помітності від гарячих частин літака, наприклад, щонайменше, від однієї передньої частини двигуна 47, до складу обладнання входить, щонайменше, одна решітка 400, яка призначена для того, щоб дозволити вхід повітряного потоку в двигун, та для зниження помітності передньої частини двигуна 47 літака для радіолокаційної системи.

У варіанті втілення, показаному на фіг. 23А та 23В, решітка 400 має внутрішню конструкцію, в якій розташована множина апертур 401, що має такі розміри, щоб бути подібною до плоскої поверхні для найнижчих частот частотного спектру, який в основному використовують у системах радіолокаційного розпізнавання, які працюють на низькій частоті, таких як, наприклад, Модуляція Реактивного Двигуна, для того, щоб уникнути виникнення розсіяних хвиль, які може виявити радіолокаційна система.

Внутрішня поверхня таких апертур 401 покрита тонким шаром поглинаючого радіолокаційного матеріалу, призначеного для поглинання електромагнітних хвиль з більш високими частотами, наприклад, у частотному діапазоні Х близько 10ГГц.

Комбінація розмірів апертур 401 та поглинаючого матеріалу, дозволяє зробити такий компонент літака важко помітним для радіолокаційних систем.

Краще, щоб така решітка 400 мала кругову форму, подібну до поперечного перерізу конструкції моторного відсіку.

У варіанті, показаному на фіг. 23А, 23В, решітка 400 має опорну конструкцію 402, яка складається з множини кілець, призначених для прикріплення такої решітки 400 до літака за допомогою засобів кріплення, наприклад, гвинтів та болтів.

Як детально показано на фіг. 23В, опорна конструкція 402 має перше кільце 403, яке конструктивно закріплене на повітроводі повітрязабірника 46 двигуна, друге кільце 404, що прикріплене до протипожежної перегородки моторного відсіку, та третє кільце 405, призначене для фіксації ущільнюючої прокладки, зв'язаної з двигуном.

Після закінчення використання такої решітки 400 її можна зняти з конструкції моторного відсіку, та можна замінити, з метою підтримки неперервності повітропроводу, замісною структурою 406, яка в основному має зовнішню форму опорної конструкції, та на якій відсутня внутрішня конструкція решітки 400.

Обладнання з яким поставляється літак, згідно винаходу, має економічні переваги як на етапі виробництва так і на етапі обслуговування, оскільки воно використовується лише в разі необхідності, таким чином знижуючи зношення такого обладнання.

Обладнання використовують тільки на найбільш важливих гарячих областях літака, що дозволяє уникнути марнування ресурсів на роблення важко помітними для радіолокаційних систем частин літака, які і так важко виявити, таким чином, значно знижуючи витрати на саме обладнання.

Вибір для втручання тільки частин, які можуть бути значно помітними, є оптимальним співвідношенням між вартістю експлуатації та ефективністю отриманих переваг.

Таке обладнання бажано застосовувати для всіх гарячих частин літака, зазначених вище згідно винаходу, але у деяких випадках можливе застосування обладнання тільки на деяких з таких частин "Н", при цьому зберігаючи початкову конструкцію інших частин.

Зі зробленого опису властивостей зрозуміла конструкція літака з покращеними аеродинамічними характеристиками, який є предметом цього винаходу, а також є зрозумілими його переваги.

5 Також зрозуміло, що можуть бути зроблені чисельні інші варіанти конструкції літака, яка згадується, без виходу за межі ідеї винаходу, а також ясно, що практичне втілення винаходу, матеріалів, форм та розмірів показаних деталей будь-якого типу за необхідності може бути замінено іншими технічно еквівалентними.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

10

1. Літак (10), що складається з фюзеляжу (12), до якого приєднано крила (18, 20) щонайменше одного повітрозабирача (46) та носової частини (52) із загостреним перерізом, пристрою (72) керування вихорами на передній крайці напливу крила (НПК), причому відношення між поверхнею одного такого напливу та висотою відповідного пристрою керування становить 2,35 м із змінним допуском від 100 % до -50 % цього відношення, що складає 1,175 м та 4,70 м, і пристрій керування вихорами, створеними такою крайкою, виконано з можливістю взаємодії із хвостовим оперенням (44 та 38), утвореним з'єднанням крил (18, 20) з кілем, передні крайки (36) якого простягаються за задні крайки (70) кожного крила (18, 20), і на щонайменше одній його гарячій частині (Н) літак має обладнання, яке має щонайменше один пристрій для розсіювання спадних радіолокаційних хвиль, який виконано з можливістю знімання, причому гарячі частини (Н) літака включають:

15 - кабінку пілота, яка має щонайменше одну прозору частину,
 - перший каркас фюзеляжу,
 - множину передніх крайок складових частин літака, що включають крила, хвостове оперення та повітрозбірники двигунів,
 25 - щонайменше одну передню частину (47) двигуна,

який **відрізняється** тим, що пристрій для розсіювання спадних радіолокаційних хвиль має щонайменше одну решітку (400), внутрішня структура якої утворює множину отворів (401), та опорну конструкцію (402), що складається з кілець для прикріплення решітки (400) до літака, причому кожний отвір (401) має такі розміри, як плоска поверхня для найнижчих частот спектра радіолокаційної установки, та кожний отвір (401) обмежено внутрішньою поверхнею, вкритою тонким протилокаційним матеріалом для поглинання електромагнітних хвиль високої частоти, решітку (400) виконано з можливістю пропускати потік повітря в напрямку двигуна та послабляти видимість передньої частини (47) двигуна літака для радарної системи.

35 2. Літак (10) за п. 1, який **відрізняється** тим, що носова частина (52) з невеликим напливом має профіль зі змінною конфігурацією, починаючи з кінцевої частини (74) і до місця кутового з'єднання носової частини (52) з верхньою точкою НПК, причому профіль має, починаючи з кінцевої частини (74), суттєво круговий переріз, а також переріз з овальною та куполоподібною геометричною формою.

40 3. Літак (10) за п. 1, який **відрізняється** тим, що з'єднання горизонтальної (44) та вертикальної (38) площин хвостових стабілізаторів отримано за допомогою вертикального стабілізатора трапецієподібної форми, з'єданого з крилом (18, 20), передні крайки (36) якого простягаються за задні крайки (70) кожного крила (18, 20).

45 4. Літак (10) за п. 3, який **відрізняється** тим, що з'єднання хвостового стабілізатора отримано за допомогою горизонтального хвостового оперення (44), яке має трапецієподібну форму з можливим симетричним та асиметричним відхиленням, горизонтальний стабілізатор трапецієподібної форми з можливістю симетричного та асиметричного відхилення, горизонтальний стабілізатор має вісь обертання (86), нахилену відносно поперечної осі (88) літака (10).

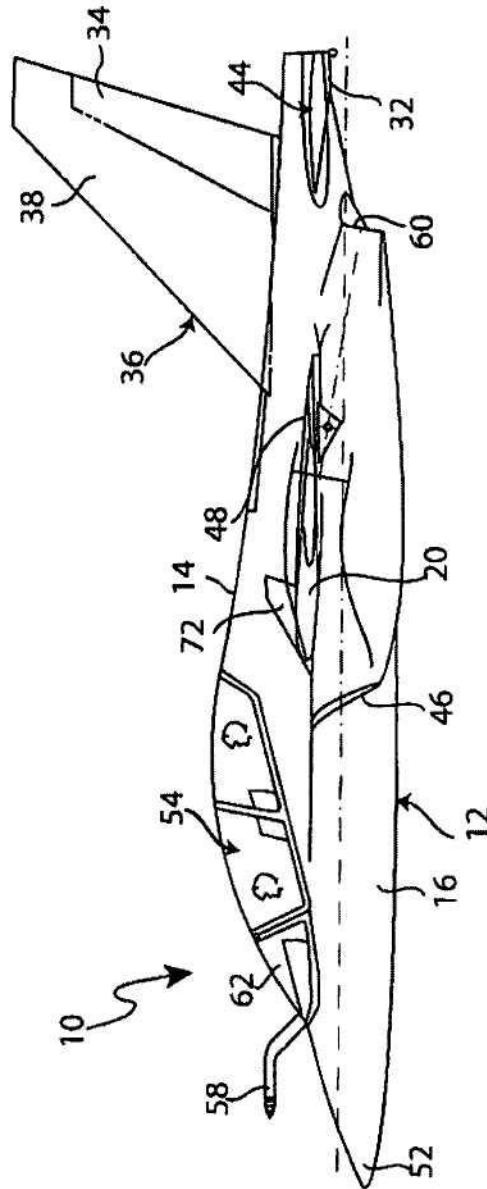
50 5. Літак (10) за п. 1, який **відрізняється** тим, що повітрозабирач (46) виконано без типового кільця відхилення граничного шару або "відсікача" на верхньому боці самого повітрозабирача (46).

6. Літак (10) за п. 1, який **відрізняється** тим, що повітрозабирач (46) має середній радіус на передній крайці внутрішнього скосу (76А), який дорівнює 7 мм, середній радіус нижнього скосу (78) дорівнює 17,5 мм та середній радіус зовнішнього скосу (80) дорівнює 14 мм, через що зона захоплення повітрозабирача (46) становить приблизно 0,322 м², площа прохідного перерізу повітрозабирача (46) становить приблизно 0,257 м², і отвір для підведення повітря двигуна становить приблизно 0,273 м².

60 7. Літак (10) за п. 1, який **відрізняється** тим, що кожне крило (18, 20) літака (10) має форму трапеції та має щонайменше одну пилкоподібну ділянку (S) щонайменше на одній частині

розмаху крила, причому крила (18, 20) також мають передню крайку (68) з радіусом (R) і з трикутним профілем.

8. Літак (10) за п. 1, який **відрізняється** тим, що кожне крило (18, 20) літака (10) має профіль зі змінним вигином як на передній крайці (66), так і на задній крайці (70), поблизу щонайменше одного закрилка (56).



Фіг. 1

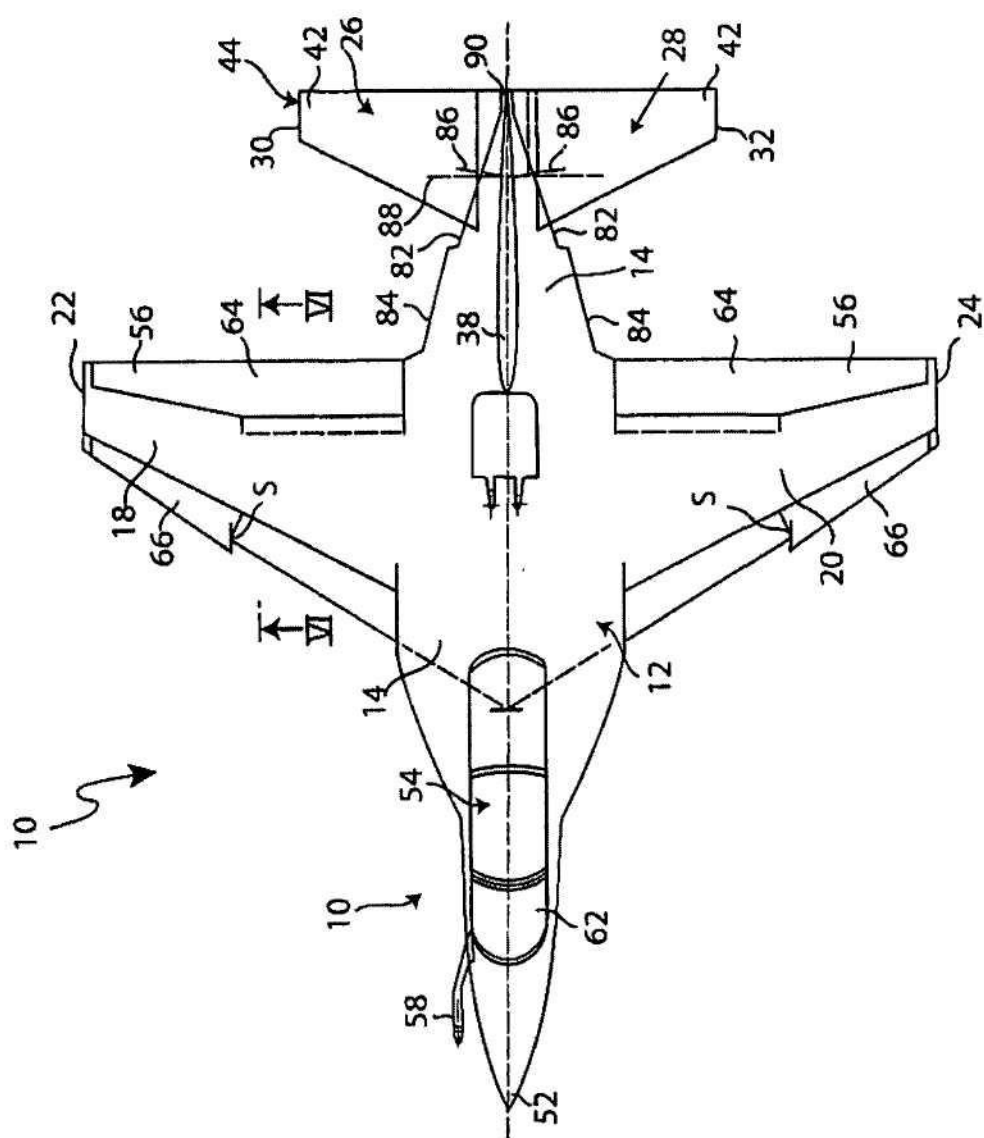


Fig. 2

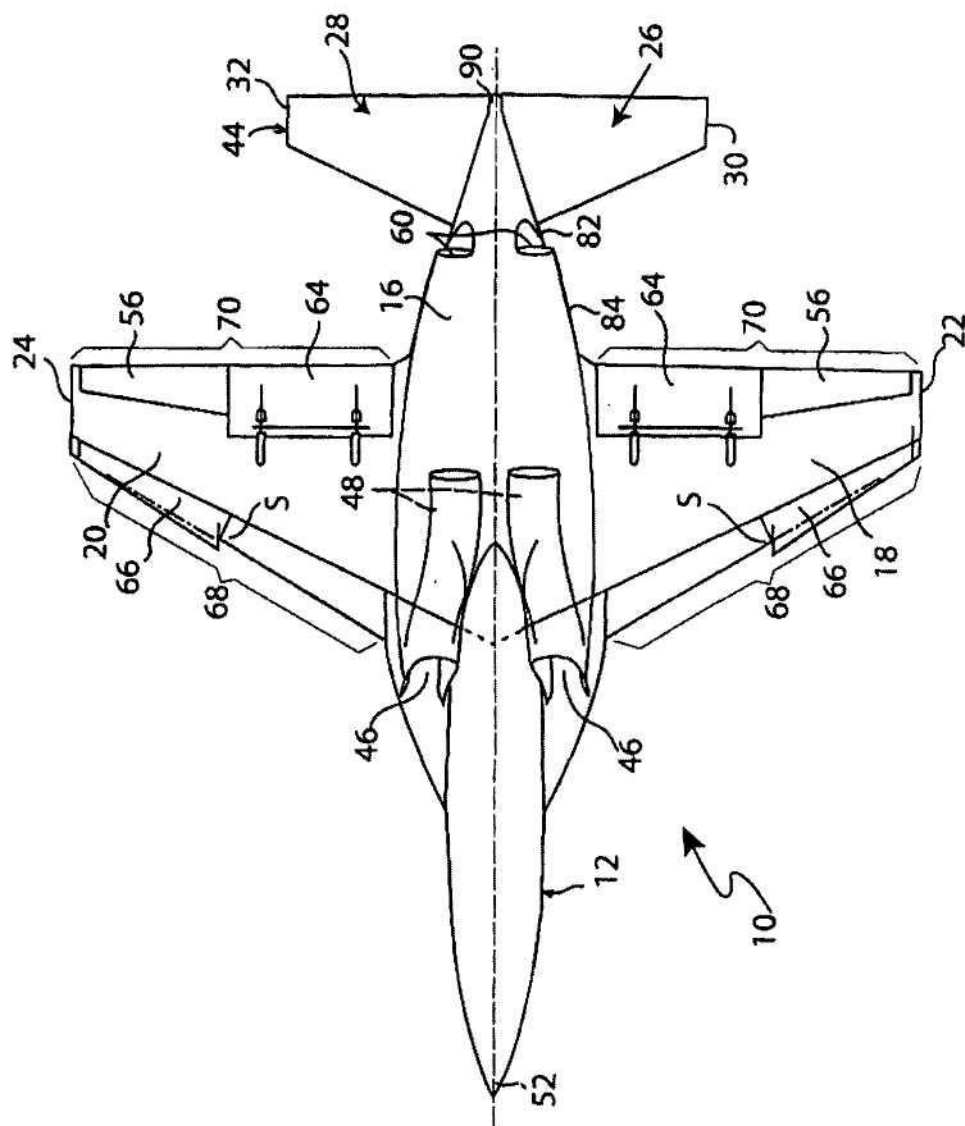


Fig. 3

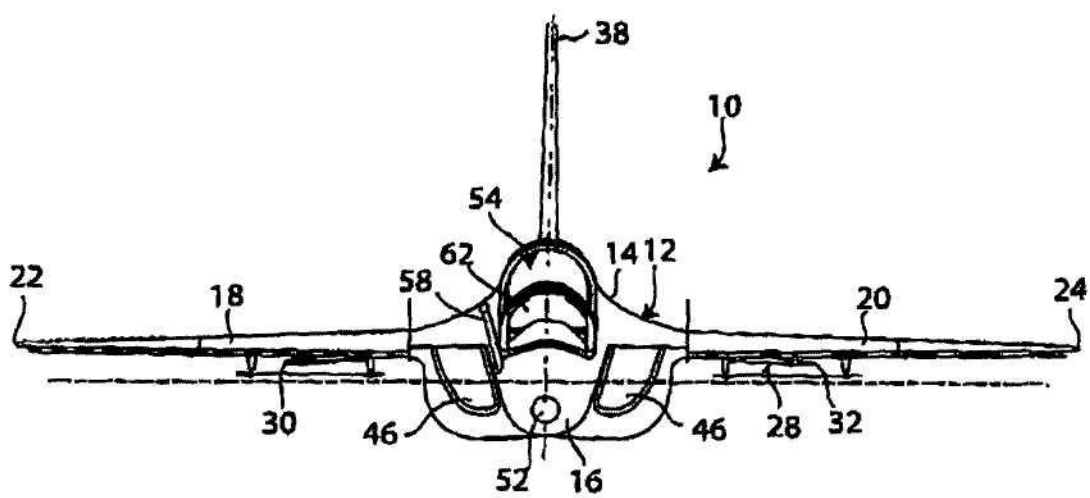


Fig. 4

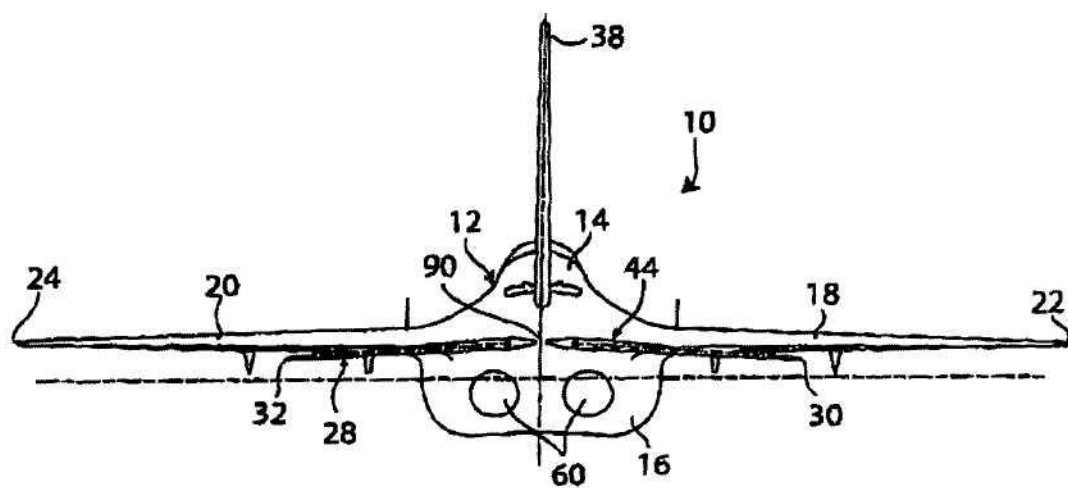


Fig. 5

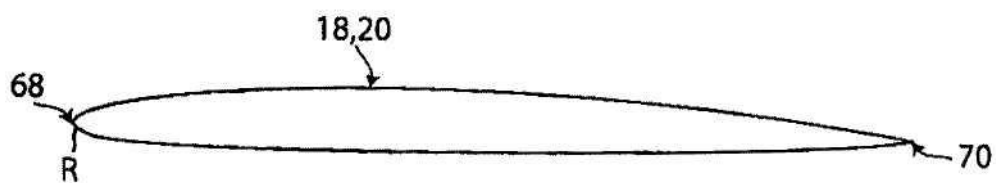


Fig. 6

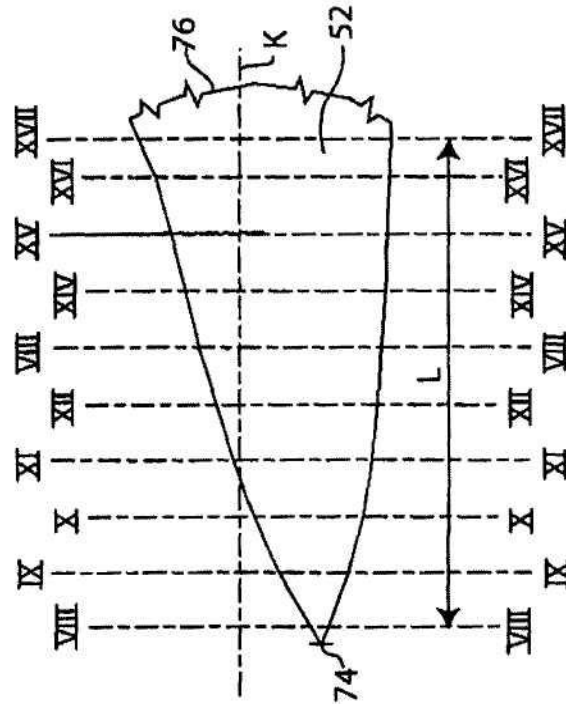


Fig. 7

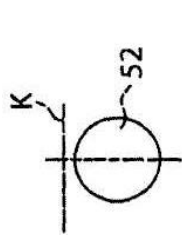


Fig. 10

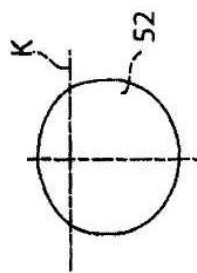


Fig. 13

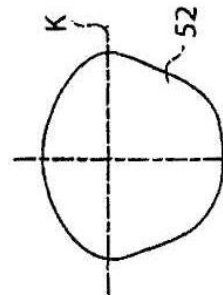


Fig. 16

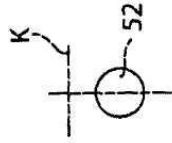


Fig. 9

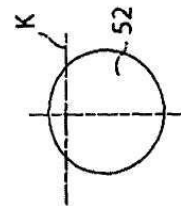


Fig. 12

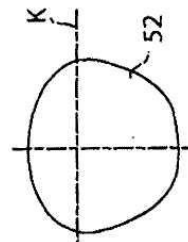


Fig. 15

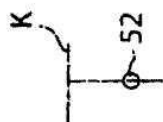


Fig. 8

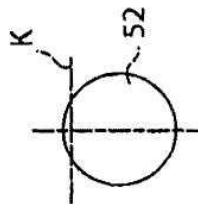


Fig. 11

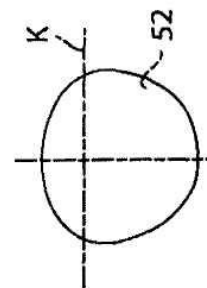


Fig. 14

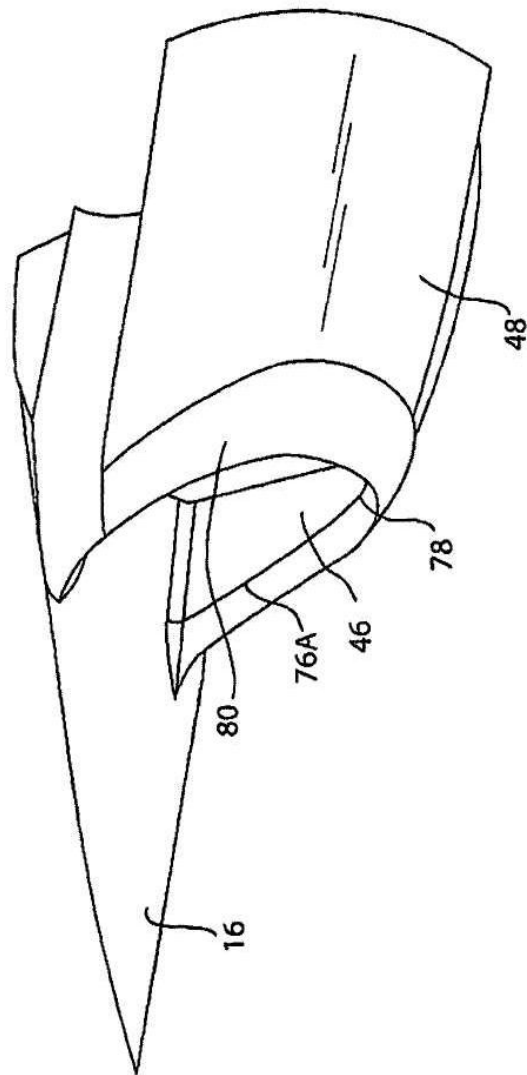
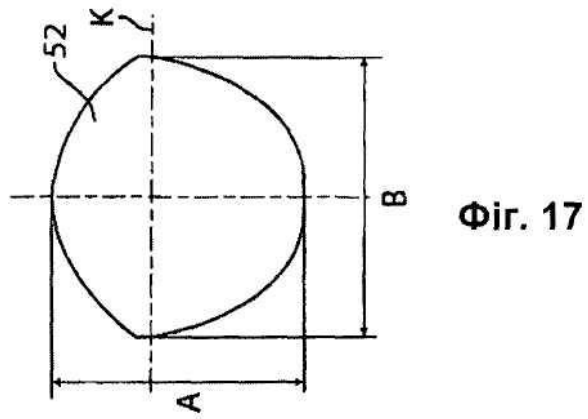
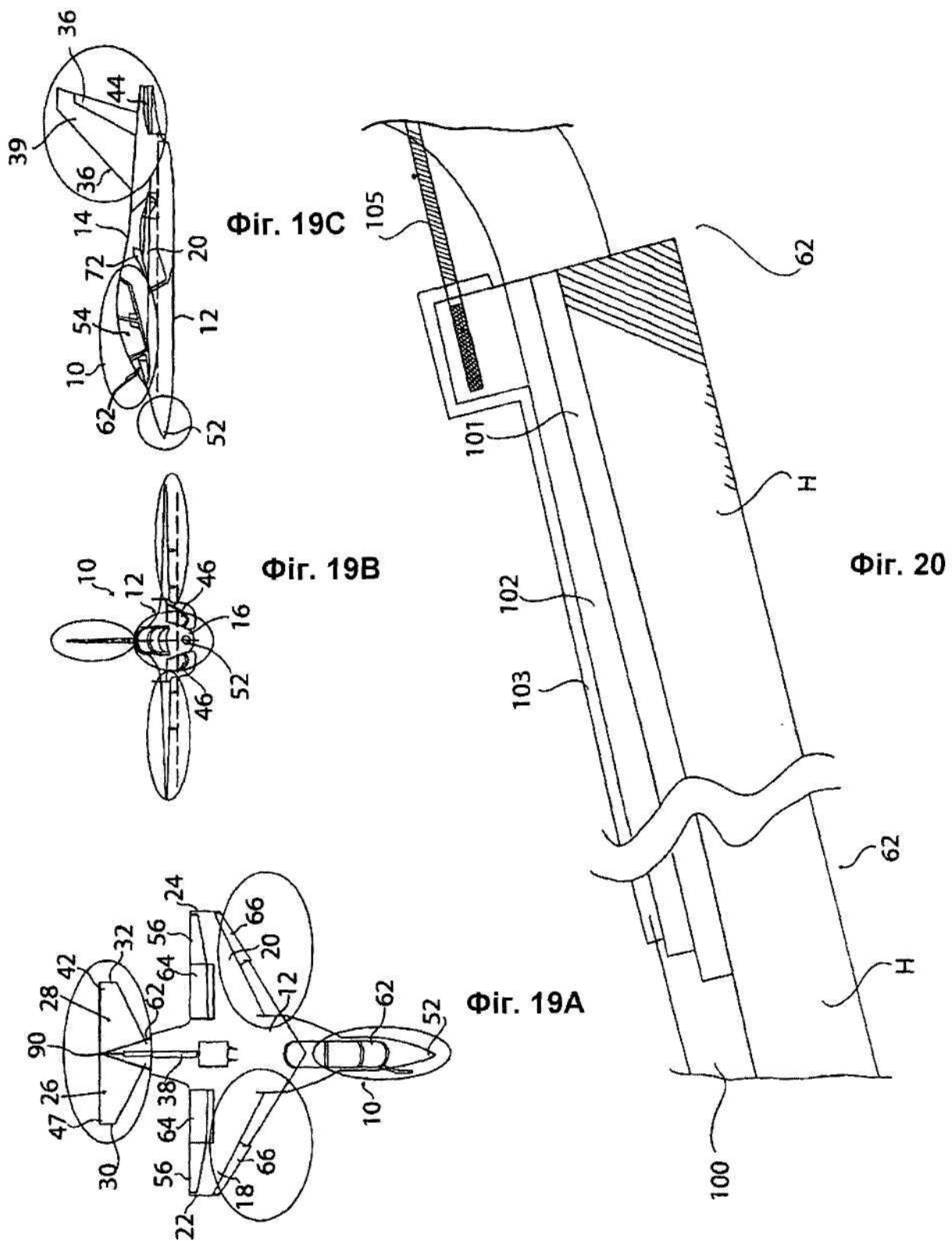


Fig. 18



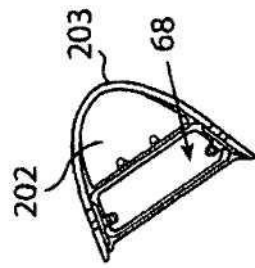


Fig. 21B

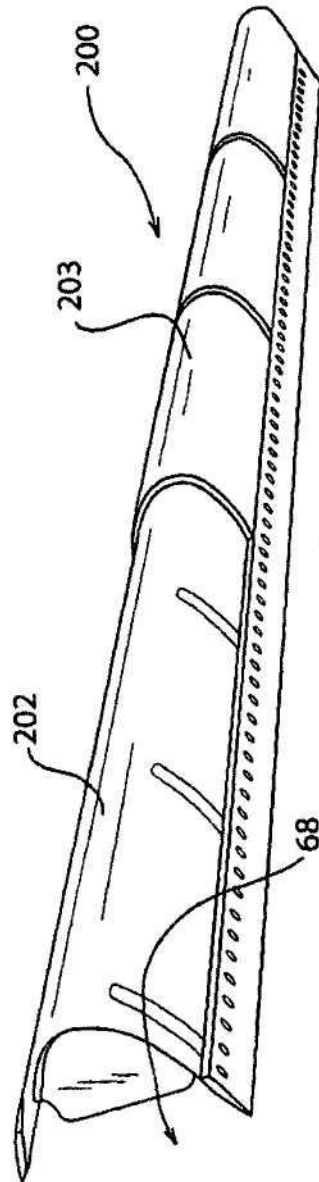
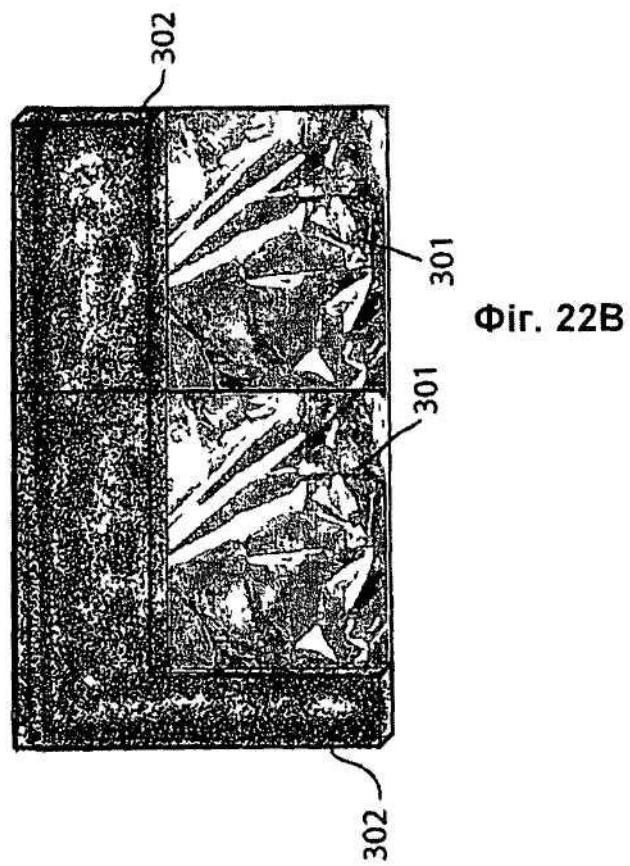
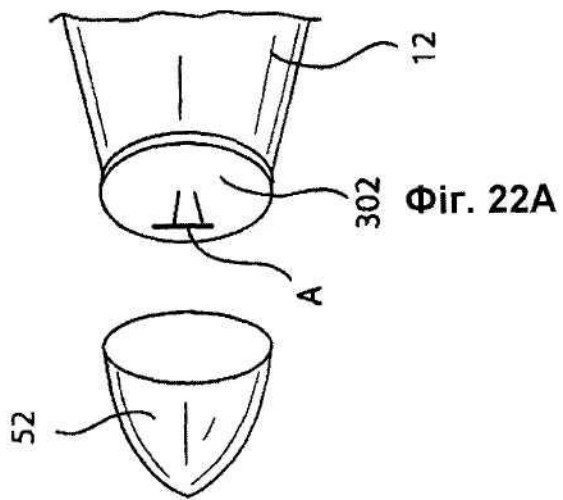
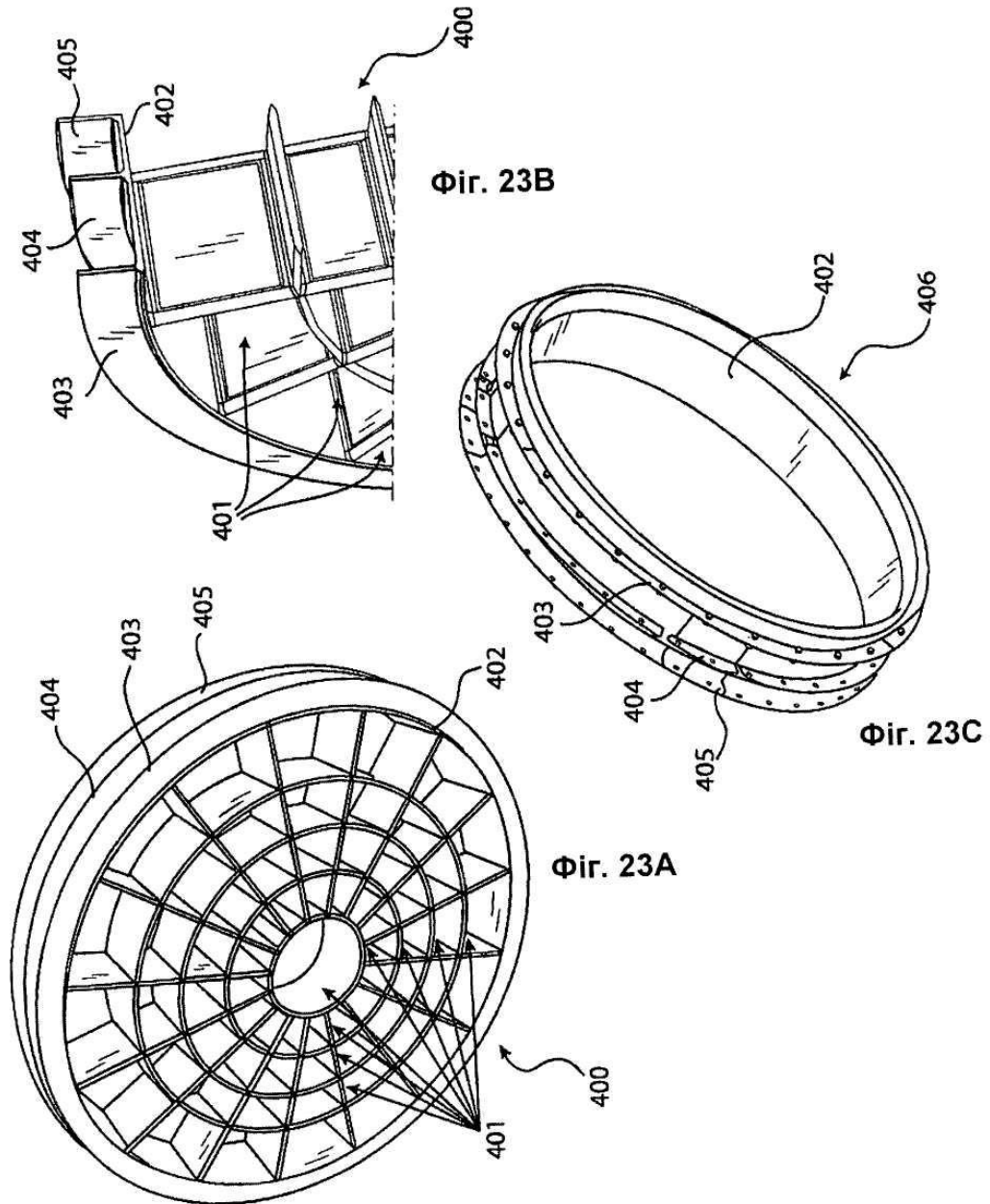


Fig. 21A





Комп'ютерна верстка В. Мацело

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Василя Липківського, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут інтелектуальної власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601