



УКРАЇНА

(19) UA (11) 42122 (13) C2

(51) 7 G01P13/02, G01P5/165,
B64D43/02МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) ПРИЙМАЧ ПОВІТРЯНОГО ТИСКУ

(21) 2000127488

(22) 26 05 1999

(24) 15 10 2001

(31) 98109993

(32) 26 05 1998

(33) RU

(86) PCT/EP99/03632, 26 05 1999

(46) 15 10 2001, Бюл. № 9, 2001 р.

(72) Вожаєв Євген Семенович, RU, Кьоллер
Хейнц-Герхард, DE, Головкін Михайло
Олексійович, RU, Головкін Володимир
Олексійович, RU, Панкратов Анатолій Кузьмич, RU,
Єфремов Андрій Олександрович, RU(73) ЦЕНТРАЛЬНИЙ АЕРОГІДРОДИНАМІЧНИЙ
ІНСТИТУТ ІМ. ПРОФЕСОРА Н.Е. ЖУКОВСЬКОГО,
RU, ВІДКРИТЕ АКЦІОНЕРНЕ ТОВАРИСТВО "АЕ-
РОПРІБОР ВОСХОД", RU, НОРД-МІКРО ЕЛЕК-
ТРОНІК ФЕЙНМЕКАНІК АГ, DE

(56) US 5731507, A, 24 03 98

(57) 1. Приймач повітряного тиску, що складається
з трьох груп отворів для визначення повного тиску,
статичного тиску й кута атаки, вісесиметричного
тіла й стояка для кріплення з розташованими всере-
дині них пневмотрасами й електронагріваль-
ними елементами, який відрізняється тим, що
отвори для вимірювання статичного тиску розта-
шовані на плиті перед стояком.2. Приймач повітряного тиску за п. 1, який відрі-
зняється тим, що отвори для визначення кута ата-
ки розташовані на стояку.3. Приймач повітряного тиску за п. 1 або 2, який
відрізняється тим, що вісесиметричне тіло закін-
чено і плавно сполучено зі стояком у зоні його мак-
симальної товщини.4. Приймач повітряного тиску за будь-яким із по-
передніх пунктів, який відрізняється тим, що пли-та з отворами для вимірювання статичного тиску
виконана окремо від вісесиметричного тіла зі стоя-
ком.5. Приймач повітряного тиску за будь-яким із по-
передніх пунктів, який відрізняється тим, що по-
перечні перерізи стояка мають надзвуковий ае-
родинамічний профіль із загостреною передньою
кромкою.6. Приймач повітряного тиску за будь-яким із пп. 1-
4, який відрізняється тим, що поперечні перерізи
стояка мають дозвуковий аеродинамічний профіль
з округленим носком.7. Приймач повітряного тиску за будь-яким із пп. 1-
4, який відрізняється тим, що зовнішня поверхня
стояка є циліндричною.8. Приймач повітряного тиску за будь-яким із по-
передніх пунктів, який відрізняється тим, що
отвори для вимірювання кута атаки розташовані
на стояку від його носка до зони максимальної
товщини аеродинамічного профілю.9. Приймач повітряного тиску за будь-яким із по-
передніх пунктів, який відрізняється тим, що еле-
ктронагрівальні елементи всередині стояка зміще-
ні до його носка.10. Приймач повітряного тиску за будь-яким із по-
передніх пунктів, який відрізняється тим, що вхі-
дні отвори для визначення кута атаки розташовані
на стояку вище вісесиметричного тіла відносно
основи стояка.11. Приймач повітряного тиску за будь-яким із по-
передніх пунктів, який відрізняється тим, що сто-
як має донний зріз, на якому розташований при-
наймні один додатковий отвір для відбору статич-
ного тиску.

Даний винахід відноситься до визначення
параметрів польоту літальних апаратів або інших
галузей науки й техніки, пов'язаних із потоками рі-
дини й газу.

Вимірювання параметрів польоту є однією з
найважливіших задач аеромеханіки й аеродинамі-
ки літальних апаратів (ЛА). На даний момент для
вимірювання параметрів польоту (потoku) викорис-

товуються приймачі повітряного тиску (ППТ), що,
як правило, встановлюються безпосередньо на
фюзеляжі літака або корпусі будь-якого іншого лі-
тального апарата й фактично вимірюють парамет-
ри локального потоку, близького до плоского. На
літальних апаратах установлюються, як правило,
кілька таких ППТ, що вимірюють локальні парамет-
ри потоку. Дійсні параметри польоту визначаються
на основі попередніх градувань.

Один із відомих приймачів повітряного тиску описано у WO 94/02858. Цей ППТ, що встановлюється на корпусі або фюзеляжі ЛА, має циліндричну трубку, розташовану на стояку з викривленими передніми й задніми кромками, які сходяться від основи стояка до трубки. Передня кромка стояка може бути закругленою. Приймач повітряного тиску має отвори в носовій частині трубки для приймання повного тиску й отвори для приймання статичного тиску на деякій відстані від носка трубки. Приймач устатковується нагрівачем, що дає змогу запобігти утворенню льоду. Однак, цей приймач повітряного тиску не може використовуватися для визначення кута атаки, оскільки в ньому відсутні отвори для приймання тиску, за допомогою яких можна було б обміряти кут атаки. Як стає очевидно з WO 94/02858, цей приймач із цією метою й не використовується. Крім того, звуження стояка, якщо дивитися збоку при наближенні до трубки, призводить, при збереженні внутрішніх об'ємів, необхідних для проведення пневмотрас і обігрівачів, до істотного зростання відносної товщини профілів поперечних перерізів стояка. Це, у свою чергу, при великих дозвукових швидкостях (числа Маха $M = 0,8-0,9$) призводить до передчасної появи локальних стрибків ущільнення й викликає різке зростання хвильового опору такого приймача повітряного тиску.

Інший пристрій для визначення повного тиску P_0 , статичного тиску P_s , і, отже, числа Маха M і кута атаки α , описано в патенті RU 2000561. Цей пристрій складається з тіла, виконаного у формі загостреної спереду плити, верхня поверхня якої розташовується ортогонально осі обертання й устатковується отворами для вимірювання статичного тиску. В задній частині плити на її верхній поверхні розташовується напівкрило з прямою передньою кромкою, ортогональною верхній поверхні плити, а на кінці цього напівкрила розташовується приймач повного тиску. На прямій передній кромці напівкрила зроблено отвори для вимірювання кута атаки. Отвори для вимірювання статичного тиску, приймач повного тиску й отвори для вимірювання кута атаки, за допомогою відповідних пневмотрас, приєднуються до датчиків тиску. Пристрій також устатковується датчиком кутового переміщення тіла. Отвори для вимірювання статичного тиску можуть розташовуватися на необертовому диску, виконаному зрівень із верхньою поверхнею плити. Це пристрій, власне кажучи, поєднує в собі функції датчика аеродинамічних кутів і приймача повітряного тиску. Даний пристрій має цілий ряд недоліків. Одним із таких недоліків є складність конструкції, що зумовлюється, насамперед, тим, що цей пристрій є обертовим. Отже, він повинен устатковуватися підшипниками з дуже малим коефіцієнтом тертя. При цьому пристрій необхідно статично й динамічно збалансувати. Крім того, він повинен устатковуватися датчиком кутового переміщення тіла. Другий недолік, що, власне кажучи, зумовлюється першим, полягає в підвищеній вазі конструкції. Ще один недолік даного пристрою полягає в тому, що внаслідок його конструктивних особливостей повний тиск за допомогою необертових пневмотрас неможливо передавати на фюзеляж літального апарата й різноманітним споживачам, а така необхідність часто-густо виникає

Передавання ж тиску з обертової частини пристрою на необертову вимагає застосування спеціальних ущільнень і призводить до ускладнення конструкції і зростанню її ваги, збільшенню моменту тертя й, отже, до зростання мінімальної величини швидкості запуску такого пристрою.

У патенті US 4378896 описано фюзеляжний ППТ, призначений для визначення таких параметрів польоту (поток), як кут атаки α , повний тиск P_0 і статичний тиск P_s , і, отже, число Маха M , що являє собою подовжене вісесиметричне тіло з конічною або овальною головною частиною, в якій розташовуються отвори для приймання повного тиску, що переходить у круговий циліндр, на поверхні якого зроблено отвори для приймання статичного тиску. Далі ця циліндрична поверхня переходить у конічну, на якій розташовуються отвори для приймання тисків, яким відповідає кут атаки, а потім знову переходить у циліндричну. Для кріплення до фюзеляжу або корпусу ЛА приймач має стояк, поперечний переріз якого має сочевицеподібний профіль із гострою передньою кромкою.

Недоліками даного ППТ є такі

- збільшені габаритні розміри вісесиметричного тіла,
- складна конструкція,
- підвищений аеродинамічний опір,
- підвищена спожита потужність обігрівальної протиоблідувальної системи,
- низька чутливість вимірювання тисків у отворах, розташованих на конічній частині (що дають змогу визначити α) і призначених для визначення складових кута атаки, що призводить до великих погрешностей визначення кута атаки, й
- підвищена вага конструкції.

Це зумовлюється такими факторами

1. Даний ППТ має збільшений міделів переріз вісесиметричного тіла, при цьому збільшений розмір міделевого перерізу в даному випадку зумовлюється двома нижченаведеними обставинами.

По-перше, циліндрична ділянка вісесиметричного тіла переходить у конічну, на якій розташовуються отвори для приймання тиску, по яких визначаються кути атаки. Щоб дещо підвищити чутливість тиску, що приймається цими отворами за кутом атаки, кут конусності повинен бути досить великим, що викликає необхідність у значному збільшенні діаметра вісесиметричного тіла за цією конічною частиною. По-друге, незважаючи на те, що групи отворів для вимірювання тиску, по яких визначаються повний тиск, статичний тиск і кут атаки, у даній конфігурації рознесені, всі вони знаходяться на самому вісесиметричному тілі. Усередині нього повинні розташовуватися пневмотраси, що відходять від усіх згаданих груп отворів, а також трубчасті електронагрівники (ТЕНи) протиоблідувальної системи. Діаметри пневмотрас і ТЕНів не можуть бути меншими за деякі мінімальні значення, що для пневмотрас визначаються величиною гідродинамічного запізнювання, а для ТЕНів - граничними значеннями щільності потоку тепла й температури поверхні нагрівачів. У результаті має місце висока конструктивна насиченість, тобто конструктивна складність вісесиметричного тіла ППТ.

Вищенаведені обставини призводять до зростання площі міделевого перерізу, отже, до

зростання ваги конструкції та аеродинамічного опору, й викликає необхідність у підвищенні потужності протиобліднювальної системи. Тут слід також відзначити, що перехід від циліндричної частини до конічної, а потім знову до циліндричної, може призвести до відриву потоку за конічною частиною й передчасної (за числом Маха) появи локальних стрибків ущільнення. Це, у свою чергу, повинне викликати зростання аеродинамічного опору. Крім того, збільшений діаметр вісесиметричного тіла й неоптимальна форма його хвостової частини разом із стояком також дає несприятливу аеродинамічну інтерференцію (відривання потоку й передчасна поява стрибків ущільнення) у зоні стику звужуваної хвостової частини вісесиметричного тіла ППТ за лінією максимальних товщин сочевицеподібного аеродинамічного профілю стояка. Це також призводить до деякого збільшення аеродинамічного опору такого ППТ.

2 Збільшена довжина вісесиметричного тіла. Це зумовлюється тим, що на вісесиметричному тілі розташовуються всі три групи отворів для вимірювання повного й статичного тисків і кута атаки. При цьому, щоб досягти високої точності вимірів статичного тиску (без поправок) і мінімізувати дію підпору від стояка отвори для вимірювання статичного тиску повинні досить далеко відстояти від стояка. Це призводить до істотного збільшення довжини вісесиметричного тіла. Як відомо, льодоутворення на льотальному апараті відбувається в першу чергу в місцях, що прилягають до зон гальмування потоку (див., наприклад, Bragg M B, Grigoren G M, Lee J D. Airfoil, Aerodynamic in Icing Conditions. J. Aircraft, т. 23 № 1, 1986). Таким місцем на вісесиметричному тілі ППТ є зона носка, а також при кутах атаки, що відрізняються від нуля, зона біля лінії розтікання потоку на навітряній частині вісесиметричного тіла ППТ. Тому всередині такого подовженого вісесиметричного тіла по всій його довжині розташовуються досить масивні трубки електричних нагрівачів. Це призводить до істотного зростання спожитої потужності на обігрів, а також, оскільки ТЕНи є досить масивними, до додаткового збільшення ваги конструкції.

Слід також зазначити, що наявність на вісесиметричному тілі ППТ конічної ділянки призводить до утворення додаткового підпору на розташованій попереду циліндричній ділянці, де знаходяться отвори для вимірювання статичного тиску. В результаті для точного (без поправок) визначення статичного тиску отвори для його приймання повинні досить далеко відстояти від цієї конічної ділянки. Це викликає необхідність додаткового збільшення довжини вісесиметричного тіла, що також призводить до деякого додаткового збільшення ваги конструкції і вимагає додаткової потужності електронагрівальної протиобліднювальної системи.

3 Електронагрівники, розташовані усередині стояка ППТ, що дають змогу запобігти утворенню льоду на її передній кромці й, тим самим, дії цього льоду на вимірювання тиску на вісесиметричному тілі, використовуються недостатньо ефективно, а саме, вони обігрівають стояк, на якому немає отворів для вимірювання тиску. Це призводить до істотного зростання ваги й спожитої електричної потужності.

Отже, метою даного винаходу стало усунення перерахованих вище недоліків. Іншими словами, метою даного винаходу є

- зменшення аеродинамічного опору стояка й вісесиметричного тіла ППТ
- зниження спожитої потужності обігрівальної протиобліднювальної системи,
- спрощення конструкції,
- зменшення габаритних розмірів вісесиметричного тіла й
- зниження ваги конструкції.

За даним винаходом вищенаведені цілі досягаються тим, що приймач повтряного тиску, який складається з трьох груп отворів для визначення повного тиску, статичного тиску й кута атаки, вісесиметричного тіла й стояка для кріплення з розташованими усередині них пневмотрасами й електронагрівальними елементами протиобліднювальної системи, виконано таким чином, що отвори для вимірювання статичного тиску розташовуються на плиті перед стояком.

Отвори для визначення кута атаки доцільно розташувати на стояку. Ці отвори розміщуються на стояку між його носком і максимальною товщиною. При цьому отвори розташовують у точках $X = 0$, X_c , де X_c означає положення максимальної товщини. Величина X_c визначається за таким рівнянням

$C(X_c) \geq C(X \neq X_c)$, де $C(X)$ означає товщину профілю на відстані X від носка профілю.

Для ще більшого зменшення аеродинамічного опору фюзеляжного приймача хвостова частина вісесиметричного тіла може закінчуватися й плавно сполучатися з аеродинамічним профілем стояка в зоні його максимальної відносної товщини.

Іноді, виходячи з конструктивних або аеродинамічних міркувань, статичний тиск доцільно вимірювати на ЛА в одному його місці, а повний тиск і кут атаки - в іншому. У цьому випадку з метою здійснення вимірів можна використовувати фюзеляжний приймач за даним винаходом, у якому плиту з отворами для вимірювання статичного тиску виконано окремо від вісесиметричного тіла зі стояком.

Для застосування в надзвукових режимах польоту, коли потрібен дуже вузький діапазон кутів атаки, поперечні перерізи стояка можуть мати аеродинамічний профіль із загострим носком.

Для застосування на ЛА, що експлуатуються при дозвукових числах M , поперечні перерізи стояка можуть мати дозвуковий аеродинамічний профіль з округленим носком.

З метою розширення діапазону вимірювання кута атаки зовнішню поверхню стояка можна сконфігурувати у формі циліндричної поверхні.

З метою додаткового розширення діапазону виміру кута атаки отвори для вимірювання кута атаки можна розташувати на стояку від його носка до зони максимальної товщини.

Для ще більшого зменшення спожитої потужності протиобліднювальної системи електронагрівальні елементи останньої можна змістити до передньої кромки стояка.

У бажаному варіанті отвори для визначення кута атаки розташовуються на стояку над вісесиметричним тілом у зоні основи стояка.

Така конструкція дозволяє підвищити точність визначення кута атаки й підвищити точність вимірів статичного тиску в надзвукових режимах.

Крім того, така конструкція дає змогу знизити дію кута обтікання з ковзанням на виміри локального кута атаки. Досягається це за рахунок того, що вихровий слід від вісесиметричного тіла при даному ковзанні ЛА не потрапляє в отвори для вимірювання кута атаки.

Оскільки аеродинамічний опір вісесиметричного тіла при нульовому куті атаки ППТ на великих дозвукових або надзвукових швидкостях є пропорційним площі його міделевого перерізу, зниження аеродинамічного опору ППТ, якби він мав би таку саму форму, що і відомий ППТ, також було б пропорційним різниці квадратів діаметрів вісесиметричного тіла відомого ППТ і ППТ за даним винаходом. Але, оскільки форма вісесиметричного тіла ППТ за даним винаходом не має додаткових уступів (коничного уступу з наступним стовщенням), як у відомого ППТ, на ньому не буде відбуватися відриву потоку й появи стрибків ущільнення за коничним уступом. Таким чином, зниження аеродинамічного опору буде ще більшим. На великих кутах атаки зниження опору буде також дуже істотним унаслідок того, що довжина вісесиметричного тіла на ППТ за даним винаходом є значно меншою ніж на відомому ППТ. Оскільки подавати потужність на обігрів плити, на якій розміщуються отвори для вимірювання статичного тиску, на ППТ за даним винаходом не потрібно внаслідок відсутності на ній умов для обледеніння (зони гальмування потоку на ній є відсутніми), а спожита потужність на обігрів стояка, на якому розміщуються отвори для визначення кута атаки, приблизно дорівнює такій на обігрів стояка відомого ППТ, зниження спожитої потужності на обігрів запропонованого ППТ визначається зниженням потужності на обігрів вісесиметричного тіла. Це зниження є пропорційним різниці площ зовнішніх поверхонь вісесиметричного тіла відомого ППТ і ППТ за даним винаходом (при такій самій температурі їхньої поверхні). Оскільки спожита потужність на обігрів вісесиметричного тіла відомого ППТ приблизно дорівнює потужності, споживаній стояком, у результаті, за наближеними оцінками, спожита потужність електричних нагрівачів на запропонованому ППТ у порівнянні з відомим ППТ можна знизити приблизно на 50%. Оскільки винесення отворів на плиті для вимірювання статичного тиску без поправок на підпір відносно основи стояка ППТ за рахунок його стрілоподібності можна помітно зменшити в порівнянні з відповідними отворами відомого ППТ на вісесиметричному тілі, про що свідчать попередні конструкторські рішення, вага плити й вісесиметричного тіла ППТ за даним винаходом може приблизно дорівнювати вазі зовнішньої оболонки вісесиметричного тіла відомого ППТ. У результаті зниження ваги конструкції ППТ за даним винаходом досягається виключно за рахунок зниження маси обігрівачів у вісесиметричному тілі. Це зниження ваги становить приблизно 15-20% від такої ППТ.

Якщо вісесиметричне тіло виконати таким чином, щоб його хвостова частина, закінчуючись, плавно сполучалася зі стояком у зоні його максимальної товщини, поглинається інтерференція вісесиметричного тіла й стояка, а за рахунок відсут-

ності додаткового дифузора додатково зменшується аеродинамічний опір ППТ. У випадку, коли з конструктивних, аеродинамічних або будь-яких інших міркувань плиту на ЛА необхідно розташувати на фюзеляжі в місці, де утворюється статичний тиск, а стояк із вісесиметричним тілом ППТ - в іншому місці, плиту з отворами для вимірювання статичного тиску виконують окремо від вісесиметричного тіла зі стояком. Для додаткового зменшення опору на надзвукових ЛА, коли потрібен досить вузький діапазон вимірів кута атаки, поперечні перерізи стояка можуть мати аеродинамічний профіль із загостреним носком. При застосуванні ППТ на ЛА, що експлуатуються при дозвукових числах Маха M , із метою додаткового зменшення опору й розширення діапазону вимірів кутів атаки поперечним перерізом стояка можна сконфігурувати у формі спеціалізованого дозвукового аеродинамічного профілю з округленим носком. З метою додаткового розширення діапазону вимірів кутів атаки зовнішній поверхні стояка можна надати циліндричної форми або отвори для вимірювання кутів атаки розташувати на стояку від його носка до зони максимальної товщини. За рахунок зміщення електронагрівальних елементів у напрямку перерізної кромки стояка додатково зменшуються марні теплові втрати в порівнянні з відомим ППТ і знижується спожита потужність на обігрів.

З метою підвищення точності визначення статичного тиску при надзвукових швидкостях аеродинамічний профіль стояка можна устаткувати вихідною ділянкою, на якій розташовуватиметься принаймні один додатковий отвір для приймання статичного тиску.

З метою спрощення конструкції і зниження аеродинамічних утрат стояк можна виконати у формі елемента власне планера ЛА як такого.

Оскільки для зміни кута атаки на величини тисків, вимірюваних на аеродинамічному профілі, істотно перевищує таку на конусі, похибка вимірювання кута ППТ за даним винаходом буде значно меншою ніж відомим ППТ, насамперед, отвори розташувати поблизу нього.

Крім того, завдяки перенесенню отворів для вимірювання кута атаки з вісесиметричного тіла на стояк істотно спрощується конструкція вісесиметричного тіла, зменшується його діаметр і знижується аеродинамічний опір.

Зниження аеродинамічного опору стояка досягається за рахунок використання відповідного (дозвукового або надзвукового) аеродинамічного профілю. Завдяки зміщенню електричних нагрівачів протиобліднювальної системи в напрямку носка профілю стояка, що найбільшою мірою піддається обледенінню, можна істотно зменшити потужність, необхідну для обігріву. Через недостатню надзвукову стабілізацію тисків у зоні вихідної ділянки аеродинамічного профілю наявність отворів, що приймають статичний тиск на вихідній ділянці, може значно підвищити точність вимірів тиску при надзвукових швидкостях. Розміщення отворів, що приймають статичний тиск, на спеціальній плиті на поверхні фюзеляжу також істотно спрощує конструкцію ППТ і може знизити потужність, споживану протиобліднювальною системою, завдяки тому, що при цьому значно спрощується вісесиметричне тіло, а плита не піддається обле-

денінню в тому ступені, в якому це відбувається з вісесиметричним тілом

Нижче даний винахід детальніше розглядається на прикладах конкретних варіантів його здійснення з посиланням на фігури, що додаються до цього опису, на яких зображено

на фіг 1 - вид збоку першого варіанта виконання ППТ за даним винаходом, оптимізованого для установки на пасажирському літаку середнього класу,

на фіг 2 - вид зверху ППТ за фіг 1

на фіг 3 - переріз площиною А-А за фіг 1,

на фіг 4 - один із варіантів виконання ППТ за даним винаходом із вісесиметричним тілом, хвостова частина якого, закінчуючись, плавно сполучається зі стояком у зоні максимальної товщини,

на фіг 5 - переріз площиною А-А за фіг 4,

на фіг 6 - переріз площиною В-В за фіг 4,

на фіг 7 - переріз площиною С-С за фіг 4,

на фіг 8-1, 8-2 - варіант виконання ППТ за даним винаходом, у якому плити з отворами (фіг 8-1) для вимірювання статичного тиску виконано окремо від вісесиметричного тіла зі стояком (фіг 8-2),

на фіг 9-1, 9-2 - вид зверху ППТ фіг 9-1 - за фіг 8-1, фіг 9-2 - за фіг 8-2,

на фіг 10 - переріз площиною А-А за фіг 8-2,

на фіг 11 - перший варіант виконання ППТ за даним винаходом у першому варіанті стрілоподібної конфігурації стояка по передній кромці,

на фіг 12 - другий варіант виконання ППТ за даним винаходом у другому варіанті стрілоподібної конфігурації стояка,

на фіг 13 - третій варіант виконання ППТ за даним винаходом у третьому варіанті стрілоподібної конфігурації стояка,

на фіг 14-19 - різноманітні профілі стояка,

на фіг 20 - вид збоку ще одного варіанта виконання ППТ за даним винаходом,

на фіг 21 - переріз площиною А-А за фіг 20,

на фіг 22 - вид зверху ППТ за фіг 20,

на фіг 23 - вид збоку наступного варіанта виконання ППТ за даним винаходом,

на фіг 24-1, 24-2 - приймач повітряного тиску, виконаний за даним винаходом, у перерізі площиною А-А за фіг 20,

на фіг 25 - переріз площиною А-А за фіг 24-2,

на фіг 26 - вид зверху ППТ фіг 26-1 - за фіг 24-1, фіг 26-2 - за фіг 24-2,

на фіг 27 - приклади каліброваних характеристик приймачів повітряного тиску й

на фіг 28 - залежність між числом Маха й відношенням P_{44}/P_{30}

Приймач повітряного тиску, зображений на фіг 1-10, складається з вісесиметричного тіла 1, у носовій частині якого розташовується отвір 2 для визначення повного тиску. Усередині вісесиметричного тіла 1 знаходяться ТЕНи 3 протиоблідувальної системи. Вісесиметричне тіло кріпиться до стояка 4, на якому розташовуються отвори 5, 6 для визначення кута атаки й усередині якої знаходяться ТЕНи 7. З метою резервування отворів на верхній і нижній поверхнях поперечного перерізу стояка 4 можна зробити кілька отворів 5, 6. ППТ устатковується плитою 8, що може з'єднуватися із фланцем 9 або являти собою фланець 9 для кріп-

лення стояка 4 і плити до фюзеляжу ЛА, на плиті 8 виконано отвори 10 для вимірювання статичного тиску. Тиски з отворів 2, 5, 6, 10 виводяться з ППТ за допомогою пневмотрас 11 і штуцерів 12, а обігрівання вісесиметричного тіла 1 і стояка 4 ППТ за допомогою електронагрівників 3, 7 здійснюється через електровивід 13.

Як зображено на фіг 4, 5 і 14-19, отвори 5, 6 розташовуються на стояку 4 між його носком і координатою X_c максимальної товщини.

Приймач повітряного тиску працює в такий спосіб. Тиски, що приймаються отворами 2, 5, 6, 10, через штуцери 12 передаються у блок датчиків, що перетворює тиски в електричні сигнали. Ці електричні сигнали надходять у блок оброблення інформації, у якому за градувальними залежностями визначаються такі параметри, потоку (польоту) P_0 , P_{∞} , α . Щоб запобігти льодоутворенню, що може значною мірою спотворити виміри або призвести до закупорки отворів і виходу ППТ із ладу, через електровивід 13 у ТЕНи 3 і 7 подається електрична енергія. Електричні ТЕНи 3 і 7 нагрівають зовнішню оболонку вісесиметричного тіла й стояка 4, а також пневмотраси 11, що виготовляються, як правило, із матеріалів, які характеризуються високою теплопровідністю (наприклад, нікелю). Потужність ТЕНів та електроенергії повинна бути достатньою для того, щоб мати змогу запобігти льодоутворенню на поверхнях вісесиметричного тіла 1, стояка 4 і в отворах 2, 5, 6.

Уможливіючи додаткове зниження аеродинамічного опору за рахунок поліпшення інтерференції між вісесиметричним тілом 1 і стояком 4, хвостова частина вісесиметричного тіла, закінчуючись, плавно сполучається, як зображено на фіг 4-7, із зоною максимальної товщини стояка.

В разі потреби, виходячи з конструктивних або аеродинамічних міркувань, на фюзеляжному ППТ за даним винаходом плити 8 з отворами для вимірювання статичного тиску можна виконати, як зображено на фіг 8 і 9, окремо від вісесиметричного тіла 1 і стояка 4.

Конструктивні й аеродинамічні параметри ППТ визначаються, виходячи з вимог до діапазонів роботи ППТ, точності вимірів та умов облітання ЛА. Висота h ППТ (див фіг 11-13) повинна бути такою, щоб отвір, який приймає повний тиск, знаходився за межами граничного шару. Винесення l_s відносно стояка отворів для вимірювання статичного тиску на плиті повинно бути таким, щоб на виміри не діяв підпір від стояка, а також можливі збурення (наприклад, стрибки ущільнення у транс- і надзвукових режимах польоту). Висота h_{α} отворів 5, 6 для вимірювання кута атаки α також визначається, виходячи з міркувань уникнення збурень. Якщо ППТ призначається виключно для роботи на надзвукових швидкостях і на дуже малих кутах атаки, профіль може мати загострену в носку сочевицеподібну або овальну форму. Кілька можливих варіантів виконання поперечного перерізу стояка зображено на фіг 14-17. Для дозвукових швидкостей можна використовувати профіль з округленим носком, нападаний на відповідні режими роботи, наприклад, за числом Маха M . Виходячи з характеристик профілів і робочих умов, також визначається стрілоподібна конфігурація стояка по передній кромці (див 11-13).

Для дуже малих швидкостей, із метою, наприклад, розширення діапазону вимірів кута атаки, профілі поперечних перерізів стояків можна виконати, зокрема, в еліптичний або круглий конфігурації.

Варіант виконання ППТ за даним винаходом, оптимізованого для установки на пасажирському магістральному або транспортному літаку середнього класу, наведено на фіг. 1-3.

Приймач повітряного тиску (фіг. 20-26) складається з вісесиметричного тіла 29, у носовій частині якого розташовується отвір 30 для визначення повного тиску. Усередині вісесиметричного тіла 29 знаходяться трубчасті електронагрівники (ТЕНи) 32 протиоблідувальної системи. Вісесиметричне тіло 29 кріпиться до стояка 33, при цьому вище цього вісесиметричного тіла відносно основи стояка 33 розташовуються отвори 34, 35 для визначення кута атаки, а всередині стояка 33 знаходяться ТЕНи 36. З метою резервування отворів на верхній і нижній поверхнях поперечного перерізу стояка можна зробити кілька отворів 34, 35. Ці отвори розташовуються між носком профілю й зоною його максимальної товщини. ППТ може кріпитися до фюзеляжу за допомогою фланця 37. Тиски з отворів 30, 34, 35 виводяться з ППТ за допомогою пневмотрас 38 і штуцерів 39, а обігрівання вісесиметричного тіла й стояка ППТ за допомогою електронагрівників 32, 36 здійснюється через електровивід 40. Статичний тиск визначається за допомогою отворів 44 у плиті, що досягають стояка 33.

Приймач повітряного тиску працює в такий спосіб. Тиски, що приймаються отворами 30, 34, 35, 44, через штуцери 39 передаються у блок датчиків, який перетворює тиски в електричні сигнали. Ці електричні сигнали надходять у блок оброблення інформації, у якому за градувальними залежностями визначаються параметри потоку (полюсу) P_0 , P_s , α . Щоб запобігти льодоутворенню, що може істотно спотворити виміри або призвести до закупорки отворів і виходу ППТ із ладу, через електровивід 40 у ТЕНи 32 і 36 подається електрична енергія. ТЕНи 32 і 36 нагрівають зовнішню оболонку вісесиметричного тіла 29 і стояка 33, а також пневмотраси 38, що виготовляються, як правило, з матеріалів, які характеризуються високою теплопровідністю (наприклад, нікелю). Потужність ТЕНів і електроенергії повинна бути достатньою для того, щоб мати змогу запобігти льодоутворенню на поверхнях вісесиметричного тіла 29, стояка 33 і в отворах 30, 34, 35, 44.

З метою спрощення конструкції вісесиметричного тіла й додаткового зменшення потужності, споживаної ТЕНами ППТ, отвори 44 для приймання статичного тиску (фіг. 20-26) роблять у плиті 45, що може розташовуватися на фюзеляжі ЛА.

Щоб знизити спожиту потужність ТЕНів протиоблідувальної системи, їх можна змістити в напрямку носової частини стояка, що найбільшою мірою піддається обледенінню (фіг. 20).

У ще одному варіанті ППТ, зображеному на фіг. 23, передбачається донний зріз, на якому розташовується принаймні один отвір 4 для приймання статичного тиску. Цей отвір з'єднується зі штуцером пневмотрасою 42, даючи змогу підвищити точність вимірів статичного тиску при біязвукових

числах Маха. У відомому ППТ для вимірювання статичного тиску використовувалися розташовані на вісесиметричному тілі отвори, в яких у цих режимах відбувається стабілізація тиску.

Донний тиск не зазнає стабілізації (фіг. 28) і на основі заздалегідь проведених градувань відповідно до нього встановлюється статичний тиск.

Варіант виконання приймача повітряного тиску за даним винаходом, оптимізованого для установки на магістральних пасажирських або транспортних літаках середнього класу, зображено на фіг. 24-26.

В усіх розглянутих варіантах отвори, розташовані на двох поверхнях стояка, забезпечують високу надійність вимірів навіть при закупорюванні одного або відразу кількох із них. Таким чином, використовуючи ППТ, з'являється можливість завжди, незалежно від можливих несправностей, визначити повний тиск P_0 , статичний тиск P_s , кут атаки α .

На фіг. 27 наведено приклад залежності куттового градувального коефіцієнта $\chi = (P_0 - P_T) / (P_2 - P_3)$, використовуваного, при визначенні кута атаки для ППТ за даним винаходом, а також для відомого ППТ, у якого отвори для визначення кута атаки розташовуються на кінцевій частині вісесиметричного тіла, при цьому P_1 означає тиски, вимірювані у відповідних отворах. Цифрами 2 і 3 позначено отвори, розташовані відповідно в носовій частині і на циліндричній поверхні вісесиметричного тіла як на ППТ за даним винаходом, так і на відомому ППТ, цифрами 6 і 7 позначено отвори, розташовані на стояку в ППТ за даним винаходом або на кінцевій частині вісесиметричного тіла у відомого ППТ.

На фіг. 28 зображено зміну за числом Маха відношення P_{44}/P_{30} тисків, вимірюваних відповідно на плиті до стояка (P_{44}) і в носовій частині вісесиметричного тіла (P_{30}), а також зміну за числом Маха відношення P_{41}/P_{30} , де P_{41} означає тиск у донній зоні аеродинамічного профілю стояка.

Запропоноване у даному винаході рішення дозволяє:

- спростити конструкцію,
- зменшити габаритні розміри вісесиметричного тіла,
- знизити аеродинамічний опір,
- зменшити спожиту потужність протиоблідувальної системи ППТ,
- знизити вагу й
- підвищити точність вимірів кута атаки.

Перераховані вище переваги даного винаходу мають нижченаведені обґрунтування. При цьому передбачається, що основні конструктивні, геометричні й аеродинамічні параметри стояка (висота, кут стрілоподібності, профіль й його відносна товщина) для ППТ за даним винаходом залишаються такими самими, як і у відомого ППТ, що було підтверджено конструкційно.

1. Спрощення конструкції досягається завдяки тому, що групи отворів для відбору тиску, за допомогою яких визначаються кут атаки й статичний тиск, розміщуються не на вісесиметричному тілі ППТ, а на стояку й плиті ППТ відповідно. Оскільки від кожної зі згаданих груп отворів відходять пневмотраси, а усередині вісесиметричного тіла й

стояка повинні розташовуватися ще й електронагрівальні елементи протиобдільнової системи, конструктивна насиченість ППТ є дуже високою. В результаті перенесення отворів для вимірювання кута атаки й статичного тиску з вісесиметричного тіла на стояк і плити конструктивна насиченість знижується, а виконання вісесиметричного тіла й усього ППТ за даним винаходом у цілому зі стояком істотно спрощується.

2 В результаті перенесення отворів для відбору тисків, по яких визначається кут атаки й статичний тиск, з вісесиметричного тіла на стояк і плити істотно зменшується діаметр d вісесиметричного тіла (фиг. 1). На основі проведених конструкторських розробок було встановлено, що діаметр d вісесиметричного тіла ППТ за даним винаходом у порівнянні з відомим ППТ (при тих самих діаметрах внутрішніх трас і електронагрівальних елементів) можна зменшити приблизно в 1,5-2 рази, а довжину l тіла - у 8-10 разів.

3 Аеродинамічний опір вісесиметричного тіла можна представити формулою $D = C_x q S$, де C_x означає коефіцієнт опору, q являє собою швидкісний напір, а S - характерну площу. Для вісесиметричного тіла ППТ, крім характерного розміру, можна прийняти площу його міделевого перерізу $S = \pi d^2/4$, де d означає діаметр міделевого перерізу. Таким чином, якщо вісесиметричне тіло ППТ за даним винаходом було б геометрично подібним такому відомого ППТ (тобто, коли б зберігалася така сама величина C_x), тоді при аналогічних швидкісних напорах (тобто, при таких самих величині швидкості V і числі Маха M) у результаті зменшення діаметра d у 1,5-2 рази (див. вище пункт 2) опір вісесиметричного тіла запропонованого в даному винаході ППТ зменшився би приблизно в 2-2,4 рази. Але, оскільки вісесиметричне тіло ППТ за даним винаходом не має додаткових уступів (кінцевої ділянки з наступним зовнішнім діаметром, як у відомого ППТ), на ньому не буде відбуватися відрив потоку й будуть відсутніми стрибки ущільнення за кінцевою ділянкою. Таким чином, як показують оцінки, величину коефіцієнта опору C_x вісесиметричного тіла ППТ за даним винаходом можна знизити ще приблизно на 7-10%. У результаті опір вісесиметричного тіла X запропонованого в даному винаході ППТ при $\alpha = 0$ зменшується приблизно в 2,5-4,5 рази. При кутах атаки, що відрізняються від нуля (аеродинамічне гальмування потоку), а спожита потужність на обігрів стояка приблизно дорівнює такій на обігрів стояка відомого ППТ, зниження спожитої потужності на обігрів визначається зниженням потужності на обігрів вісесиметричного тіла. Оскільки, у свою чергу, спожита потужність на обігрів вісесиметричного тіла відомого ППТ приблизно дорівнює потужності, споживаної стояком, у результаті, за наближеними оцінками, спожита потужність електричних нагрівачів на ППТ за даним винаходом у порівнянні з відомим ППТ можна знизити приблизно на 50%.

Додатково зменшити спожиту потужність на обігрів ППТ можна за рахунок зміщення ТЕНів у напрямку передньої кромки стояка, оскільки льодотворенню на ньому найбільшою мірою під-

дається зона, що примикає до його передньої кромки.

5 Оскільки винесення отворів для вимірювання статичного тиску на плиті (без поправок на підпір) відносно основи стояка ППТ за рахунок його стрілоподібної конфігурації можна помітно зменшити в порівнянні з відповідними отворами відомого ППТ на вісесиметричному тілі, як було підтверджено конструкційно, вага плити й вісесиметричного тіла ППТ за даним винаходом може приблизно дорівнювати вазі зовнішньої оболонки вісесиметричного тіла відомого ППТ. У результаті вага конструкції запропонованого в даному винаході ППТ знижується виключно за рахунок зменшення маси обігрівачів у вісесиметричному тілі. Таке зниження ваги становить приблизно 15-20% від ваги ППТ.

6 Підвищення точності вимірів кута атаки на ППТ за даним винаходом у порівнянні з відомим ППТ досягається в результаті того, що отвори для відбору тисків, по яких визначається кут атаки, виконано на стояку з поперечним перерізом у формі аеродинамічного профілю, а не на кінцевій ділянці вісесиметричного тіла. З приведених на фиг. 27 залежностей кутового коефіцієнта (α), одержаних на основі експериментальних даних, видно, що похибка для отворів на аеродинамічному профілі в діапазоні кутів атаки $\alpha = 0-20^\circ$ значно (приблизно в 5 разів) перевищує таку для отворів, розташованих на кінцевій поверхні вісесиметричного тіла відомого ППТ. Похибка визначення кута атаки може бути записана як $\delta\alpha = \alpha/d\alpha \cdot \delta r/q$, де q означає швидкісний напір, а δr являє собою похибку вимірів перепаду тисків $P_{35}-P_{34}$. Таким чином, при похибці реальних датчиків тиску $p = 0,15$ мм рт.ст. при $M = 0,2$ похибка виміру кута атаки на ППТ за даним винаходом у згаданому діапазоні кутів атаки становитиме $0,08^\circ$, а для відомого ППТ - $0,4^\circ$. Таким чином, точність визначення кута атаки для запропонованого в даному винаході ППТ зростає в 5 разів.

7 Оскільки на ППТ за даним винаходом існує можливість відбирати донний тиск із боку донного зрізу аеродинамічного профілю стояка, а донний тиск є монотонною функцією числа Маха і не зазнає трансзвукової стабілізації (порівн. характер змін величин P_{41}/P_{30} і P_{44}/P_{30} на фиг. 28), у даному варіанті ППТ точність вимірів статичного тиску при $M \approx 1,0$, за результатами експериментів, можна збільшити.

Таким чином, наведені результати розрахункових і експериментальних досліджень і конструкторсько-проектувальних розробок наочно підтверджують переваги ППТ за даним винаходом за всіма вищенаведеними параметрами в порівнянні з відомим ППТ.

Оскільки на літаку, як правило, встановлюється кілька таких ППТ, у результаті вдається помітно знизити його вагу, зменшити аеродинамічний опір і знизити споживання електричної енергії.

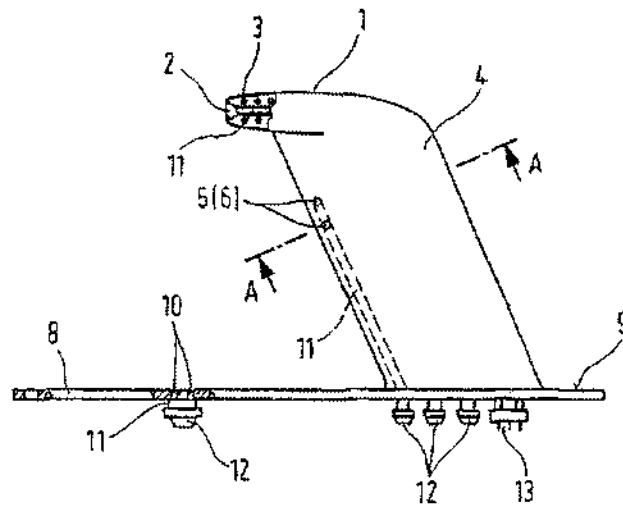


Fig. 1

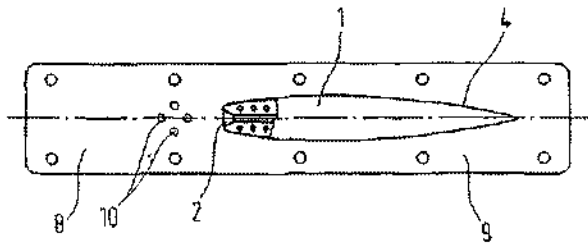


Fig. 2

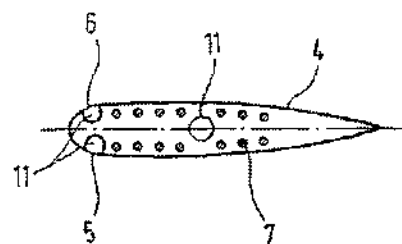


Fig. 3

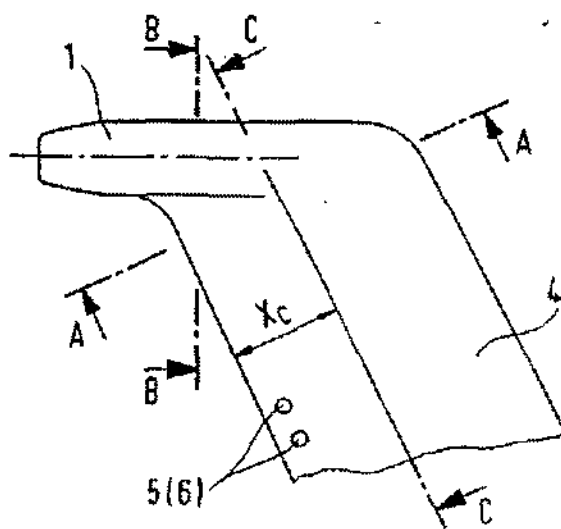


Fig. 4

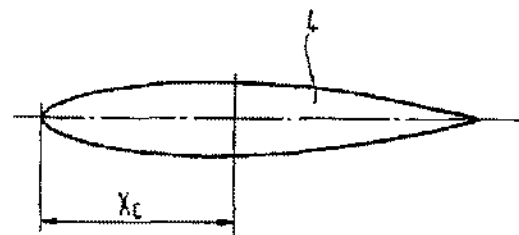


Fig. 5

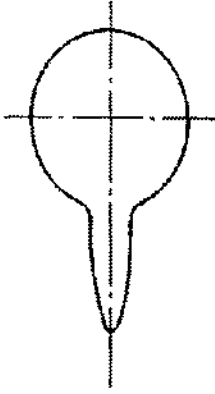


Fig. 6



Fig. 7

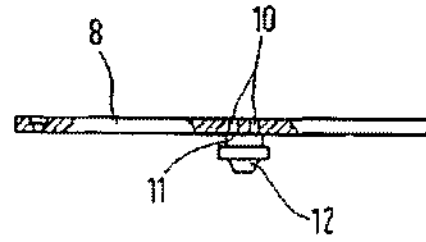


Fig. 8-1

3/9

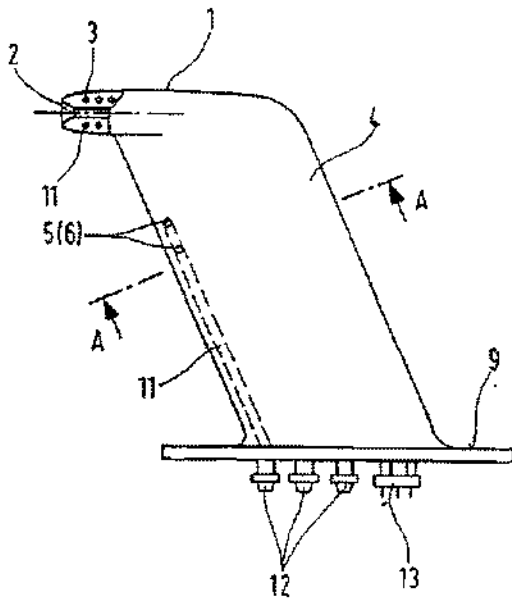


Fig. 8-2

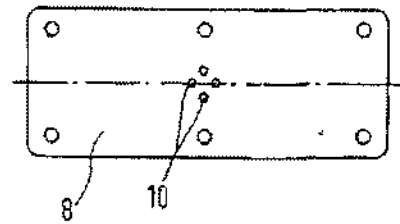


Fig. 9-1

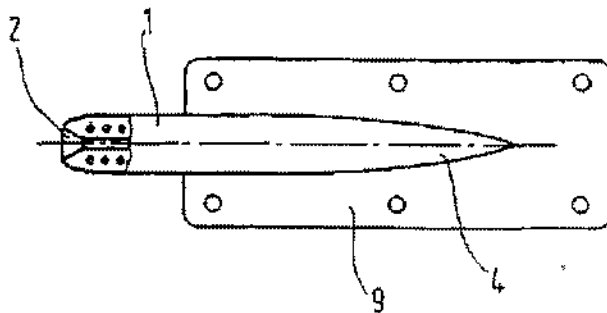


Fig. 9-2

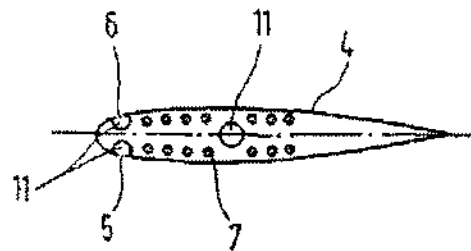


Fig. 10

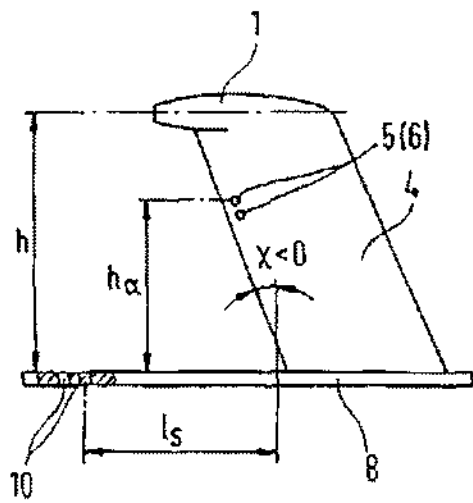


Fig. 11

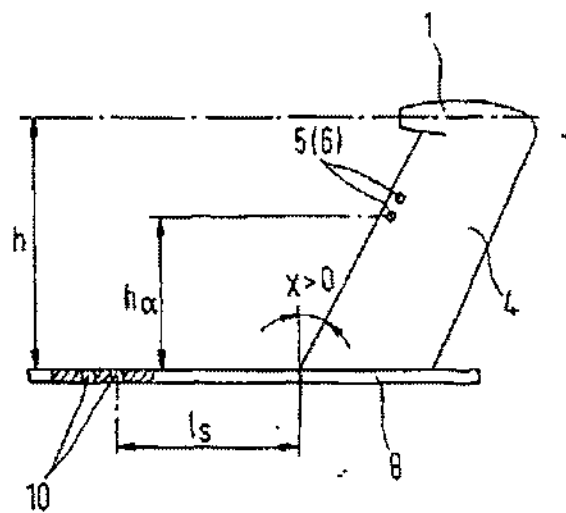


Fig. 12

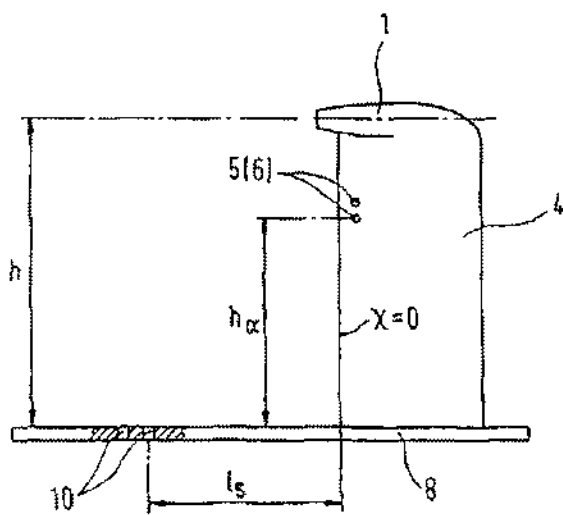


Fig. 13

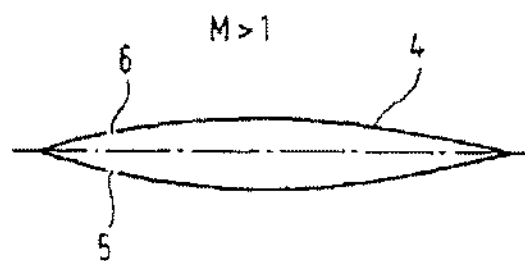


Fig. 14

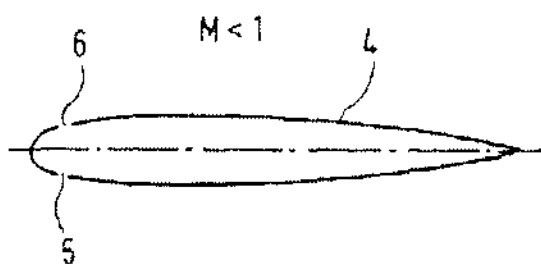


Fig. 15

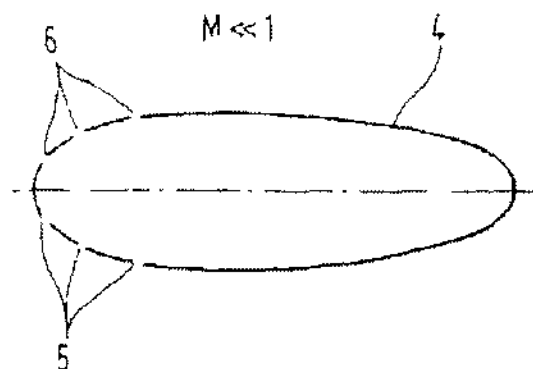


Fig. 16

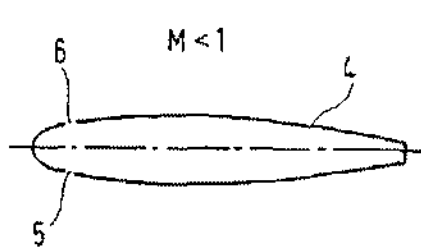


Fig. 17

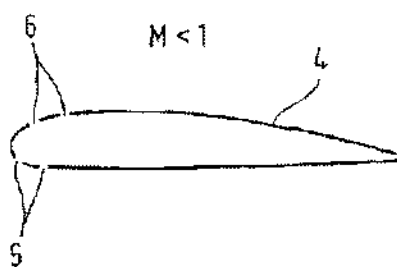


Fig. 18

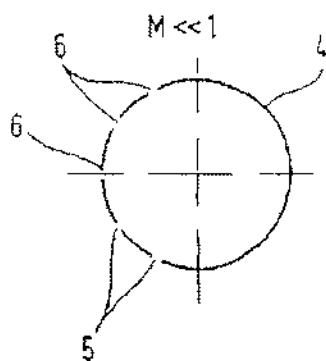


Fig. 19

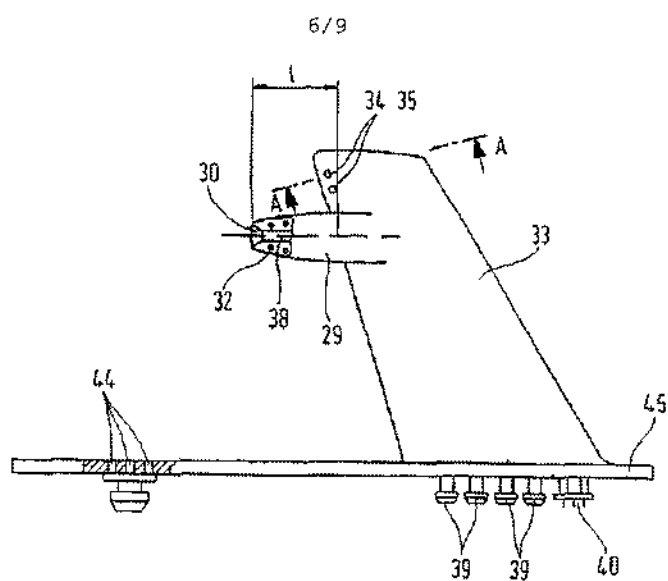


Fig. 20

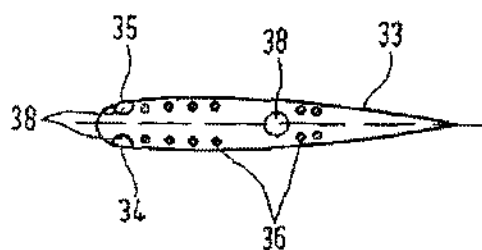


Fig. 21

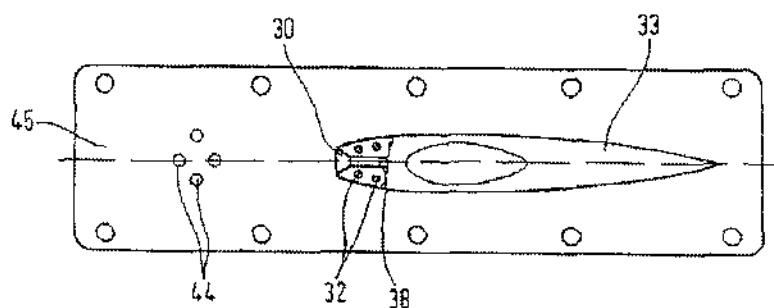


Fig. 22

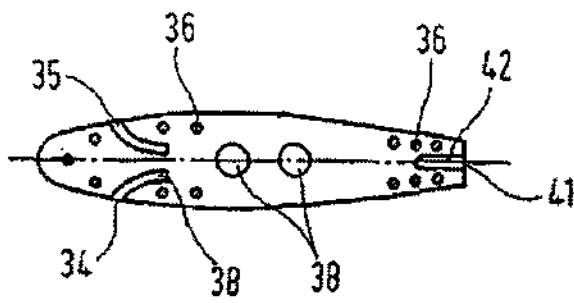


Fig. 23

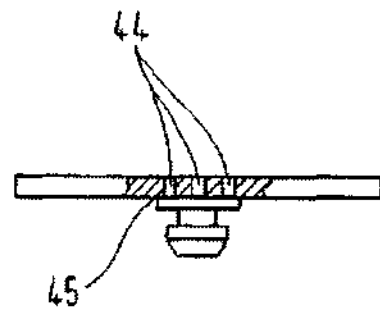


Fig. 24-1

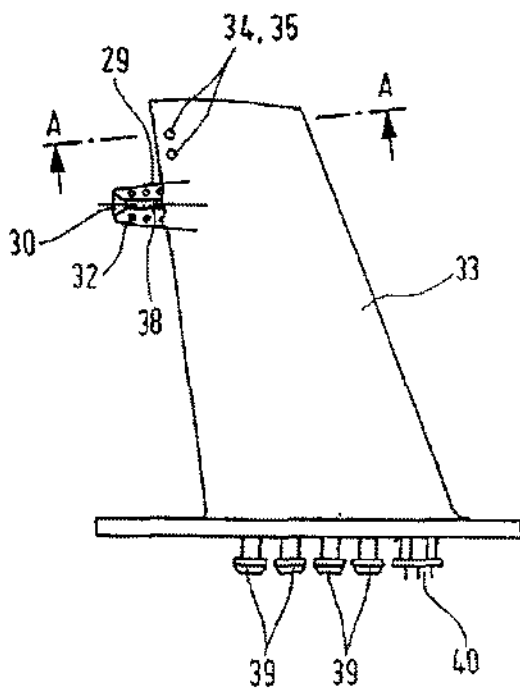


Fig. 24-2

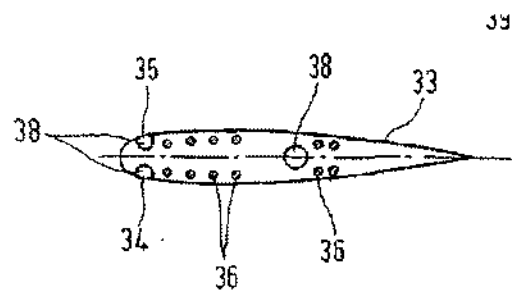


Fig. 25

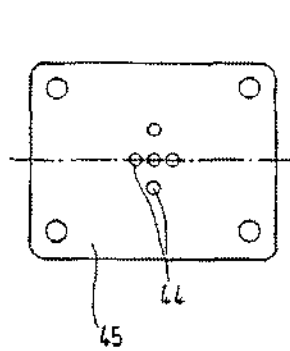


Fig. 26-1

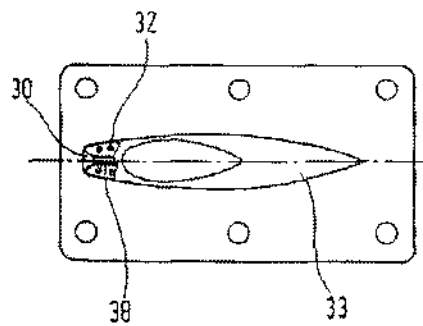
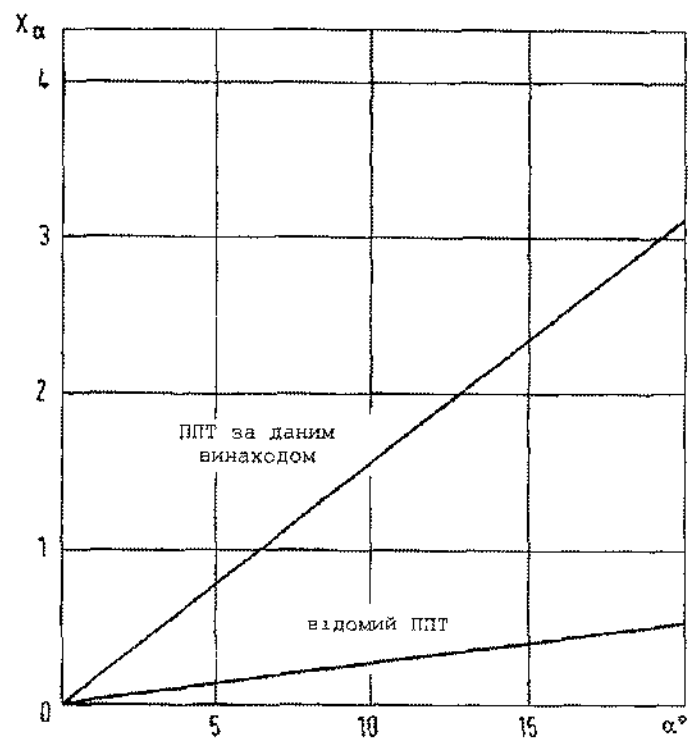
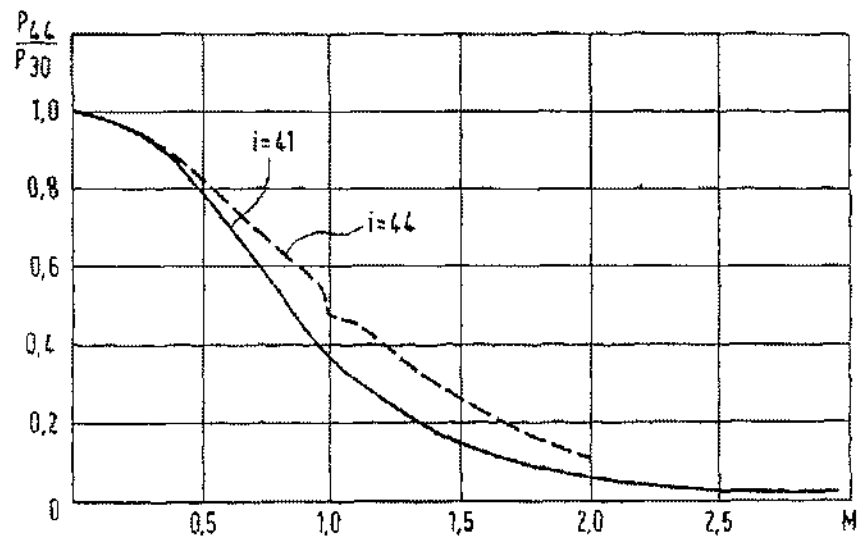


Fig. 26-2



Фіг. 27



Фіг. 28

Тираж 50 екз

Відкрите акціонерне товариство «Патент»
 Україна, 88000, м. Ужгород, вул. Гагаріна, 101
 (03122) 3-72-89 (03122) 2-57-03