

Запропонований пристрій належить до галузі авіацій та ракетно-космічної техніки. Він призначений для приймання статичного атмосферного тиску при русі літального апарату з великими швидкостями.

Вимірювання тиску за допомогою приладу, який рухається разом з потоком, практично неіздійснено, і статичний тиск, зазвичай, вимірюють за допомогою нерухомого, стосовно потоку насадка. Задля цього на стінці тіла, що обтікається потоком, у такій його точці, де лінії струму не викривлені та паралельні лініям струму набігаючого потоку, свердлять перпендикулярно до поверхні отвір, який з'єднують з манометром. Не враховуючи незначних похибок, тиск, що приймається манометром, дорівнює статичному тиску у набігаючому потоці. Приймачі статичного тиску можна розбити на дві групи. До першої належать приймачі у вигляді насадка невеликої довжини у напрямку потоку. У таких насадків приймальні отвори розташовані у точках, де тиск наближується до статичного, але де є суттєвий градієнт тиску вздовж поверхні. Наприклад, на поверхні круглого циліндру з віссю, перпендикулярною до потоку, такі точки розташовані під кутом близько 30° до напрямку потоку [Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэродинамические измерения. М., «Наука», 1964, стор.203, мал.4.4]. У насадків першої групи похибка вимірювань в значній мірі залежить від чисел Маху M і Рейнольдса Re . Крім того, значним недоліком цих насадків є те, що незначні помилки в орієнтації приймальних отворів стосовно потоку, приводять до суттєвих похибок вимірювання тиску.

До другої групи належать насадки, що мають ділянку поверхні, утворюючи якої паралельні напрямку набігаючого потоку. Приймальні отвори розташовують у таких точках цієї ділянки, де початкові збурення вже затухли та лінії струму майже паралельні набігаючому потоку. Найбільш поширені насадки цього типу мають форму диску або осесиметричного тіла [Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэродинамические измерения. М., «Наука», 1964, стор.205, мал.4.6; Краснов Н. Ф. и др.. Прикладная аэродинамика. М., "Высшая школа", 1974, стор.66, 67, мал. 2.1.25, 2.1.26, 2.1.28, стор.66, 67 [4]].

Відомими аналогами запропонованого пристрою є широко визнані в авіації практично з моменту її зародження приймачі статичного і динамічного тиску (приймач (насадок) Піто-Прандтля, насадок Прандтля, насадок для приймання статичного тиску з конічною або оживальною формою).

Вимірювання статичного тиску у надзвукових потоках здійснюється за допомогою насадків з конічною або оживальною головними частинами. Ці насадки виконуються у вигляді порожнистих трубок, внутрішні порожнини яких з'єднуються з атмосферою отворами, виконаними у стінках трубки в одному перетині.

Найбільш близьким з технічної точки зору (прототипом) до запропонованого пристрою є загально відомий насадок для приймання статичного тиску з оживальною головною частиною і внутрішнім трактом, що з одного боку з'єднується отворами з атмосферою, а з іншого - з чутливим елементом [Краснов Н. Ф. и др.. Прикладная аэродинамика. М., "Высшая школа", 1974, стор. 66, 67].

Проте при застосуванні таких пристроїв на літальних апаратах, які рухаються в атмосфері з гіперзвуковими швидкостями по траєкторіях з великим градієнтом тиску, виникає проблема, що пов'язана із збільшенням похибки замірів тиску за рахунок суттєвого аеродинамічного нагріву поверхні приймача та запізнення барометричної системи. Крім того, вплив аеродинамічного нагріву на певних траєкторіях може призвести навіть до виведення з ладу чутливого елемента барометричної системи.

Наведений прототип, внаслідок своїх конструктивних особливостей, не в змозі забезпечити очікуваний технічний результат, тому потребує вдосконалення.

В основу винаходу поставлено задачу вдосконалення приймача статичного тиску шляхом розташування всередині тракту приймача теплообмінника, виконаного з матеріалу з великою теплопровідністю (наприклад, з міді, теплопровідність $384 \text{ Вт/м} \cdot \text{К}$), щоб забезпечити зменшення похибки замірів статичного тиску і безперешкодне функціонування чутливого елемента барометричної системи за рахунок реалізації рівномірного поля температур у всьому об'ємі теплообмінника, що призводить до інтенсивного поглинання тепла від розігрітого газу усім об'ємом теплообмінника та інтенсифікує теплообмін у порожнині теплообмінника за рахунок збільшення температурного перепаду між

газом і омиваємими газом поверхнями теплообмінника. Новизна пристрою полягає в встановленні у тракті приймача статичного тиску теплообмінника обтічної форми із матеріалу з великою теплопровідністю.

Таким чином, суттєві нові ознаки - у внутрішньому тракті приймача перед чутливим елементом встановлено теплообмінник обтічної форми з матеріалу з високою теплопровідністю, наприклад міді, разом з відомими суттєвими ознаками - стержень із прийомними отворами на його бічній поверхні, внутрішній прохідний тракт, що сполучується з чутливим елементом, забезпечують новий вищезгаданий технічний результат.

Для пояснення сутності винаходу додається креслення, на якому зображено загальний вигляд приймача статичного тиску (фіг.1), перетин А-Д приймача статичного тиску (фіг.2), перетин Б-Б приймача статичного тиску (фіг.3).

Приймач статичного тиску гіперзвукового літального апарату включає порожнистий стрижень 1 обтічної форми, в якому на необхідній відстані від полюса обтічника 6 виконані поперечні отвори 2, що з'єднують внутрішній тракт з атмосферою. Другий кінець тракту сполучується з чутливим елементом 4, наприклад, з барометричним реле.

В середині тракту, перед чутливим елементом, встановлено теплообмінник 5, виконаний, наприклад, з міді або з іншого матеріалу з великою теплопровідністю. Теплообмінник виконаний у вигляді коаксіальних циліндрів, змочувані поверхні яких відполіровані, при цьому внутрішня поверхня зовнішнього циліндра плавно сполучена з поверхнею внутрішнього прохідного тракту приймача, центральний циліндр виконано у вигляді стрижня з оживальними кінцями, а площа поперечного перерізу зазору між коаксіальними циліндрами дорівнює площі прийомних отворів стрижня приймача і, відповідно, площі поперечного перерізу внутрішнього тракту приймача статичного тиску. Площа поверхні, що змочується, теплообмінника обрана з умови забезпечення припустимого температурного діапазону чуттєвого елемента ($0 - 50^{\circ}\text{C}$) і складає не менш 50% від площі поверхні внутрішнього прохідного тракту приймача.

Робота пристрою здійснюється у такий спосіб. При русі з гіперзвуковими швидкостями нагріте за рахунок аеродинамічного гальмування повітря попадає у тракт 3 та охолоджується у теплообміннику 5, в результаті попадає на вхід до чутливого елемента 4 з необхідною температурою, що забезпечує зниження похибки вимірювання та працездатність чутливого елемента.

Уведені кількісні співвідношення «не менш 50%» були отримані експериментальним шляхом у результаті іспитів зразка запропонованого винаходу. Випробовуваний зразок запропонованої конструкції виготовлений відповідно до формули винаходу і має наступні геометричні характеристики:

- Довжина внутрішнього прохідного тракту приймача 190мм;
- Діаметр прохідного перетину тракту 8мм;
- Діаметр прийомних отворів (8 штук) 1,5мм;
- Довжина теплообмінника 62мм;
- Внутрішній діаметр зовнішнього коаксіального циліндра теплообмінника 8мм;

- Діаметр внутрішнього циліндра теплообмінника 5мм.

Поверхня теплообмінника, що змочується, 25см^2 (50% від омиваної поверхні внутрішнього тракту).

Омивана поверхня внутрішнього тракту приймача 50см^2 .

Маса теплообмінника 200гр.

Умови іспитів наближені до умов реального польоту на ділянці зниження і складають наступні величини:

- Витрата повітря через внутрішній прохідний тракт $5 \cdot 10^{-5}\text{кг/с}$;
- Швидкість плину через зазор теплообмінника 1,5м/с;
- Температура оболонки і газу, що є у внутрішньому тракті від 300 до 400°C (середня узята 350°C).

Перепад тиску на теплообміннику склав $(0,04^{-0,07}\text{мм. рт. ст.})$, що практично не викликає запізнювання спрацьовування чуттєвого елемента барометричної системи, таким чином, ужиті заходи по мінімізації гідравлічного опору внутрішнього тракту теплообмінника, а саме: плавні сполучення поверхонь внутрішнього тракту і теплообмінника, оживальна форма кінців центрального циліндра теплообмінника, полірування поверхонь - призводять до досягнення позитивного ефекту. Експериментальні результати підтверджуються теорією. На підставі рішення рівнянь теплового балансу і залученням даних експерименту була отримана формула, що зв'язує площа поверхні теплообмінника, що змочується, характеристик тепловіддачі від повітря до теплообмінника,

теплофізических характеристик матеріалу теплообмінника, часу іспитів, температури перед теплообмінником і температурними умовами роботи чутливого елемента. Ця залежність має вид:

$$F_{3M} = \frac{k_e \cdot c_M}{\alpha_B \cdot \tau_{icn} \left(\frac{T_{BX}}{T_d} - 1 \right)} \cdot m_M,$$

де F_{3M} - площа поверхні теплообмінника, що змочується;

c_M - питома теплоємність матеріалу теплообмінника (мідь);

$c_M = 0,09 \text{ ккал/кг}^\circ\text{K}$;

α_B - коефіцієнт тепловіддачі від повітря, що рухається у зазорі зі швидкістю 1,5м/с складає $0,017 \text{ ккал/м}^2 \cdot \text{с}^\circ\text{K}$ (отриманий розрахунком за критеріальними співвідношеннями),

$\tau_{icn} \sim 60 \text{ с}$ - час польоту об'єкту на спадній ділянці траєкторії польоту до спрацювання чутливого елемента;

$T_{BX} = 350^\circ\text{C}$ - середня температура газу перед теплообмінником (умова експерименту);

T_d - припустима температура чутливого елемента дорівнює 25°C ;

m_M - маса теплообмінника ~ 200 грамів (доведено зважуванням реальної конструкції);

k_e - експериментальний коефіцієнт, дорівнює 2 (підтверджується шляхом розрахунків при середній температурі $(T_{BX} + T_d) / 2$).

Підставивши у формулу усі чисельні значення

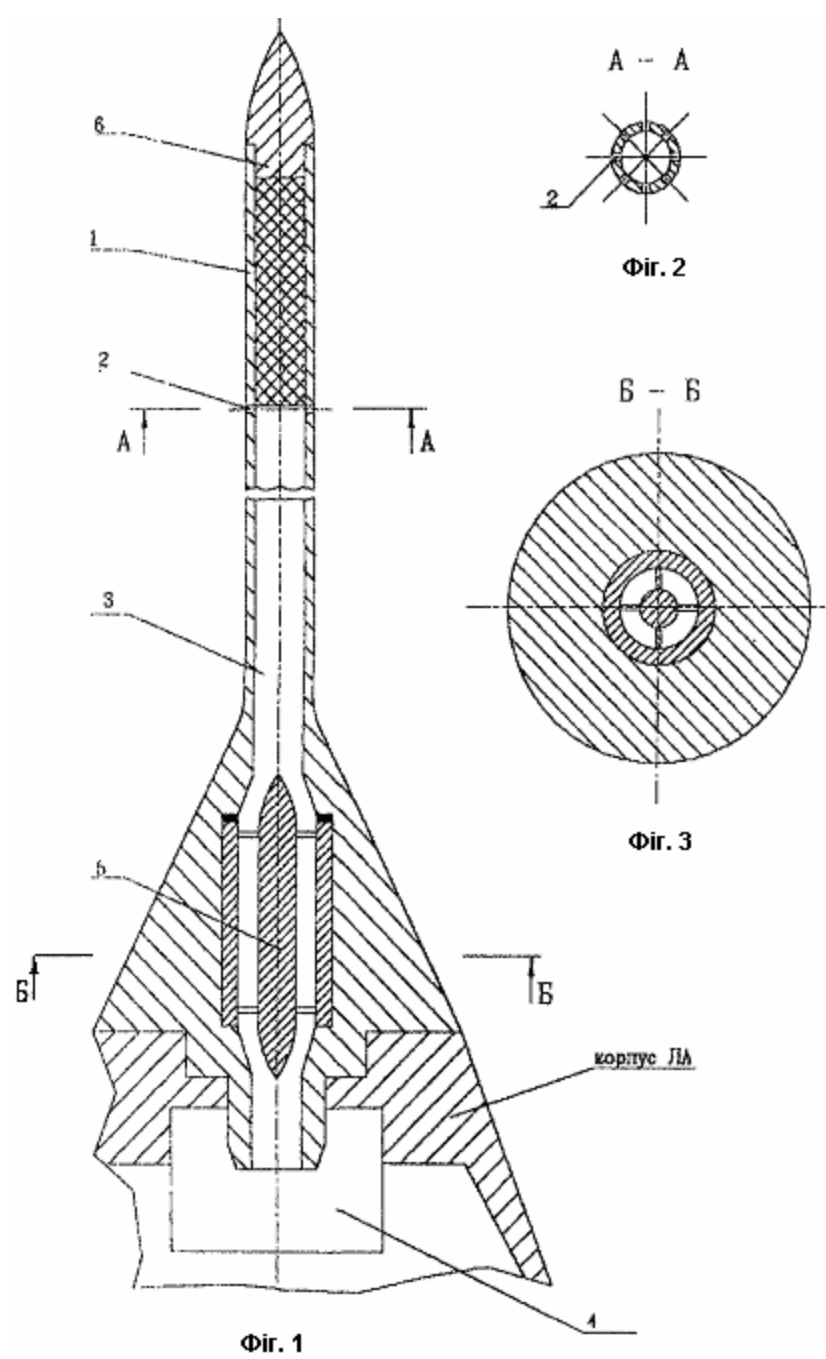
$$F_{3M} = \frac{2 \cdot 0,09}{0,017 \cdot 60 \left(\frac{350}{25} - 1 \right)} \cdot 0,2 = 2,715 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$$

Порівнявши з експериментальним значенням 25 см^2 маємо розходження між результатами 8%, таким чином, експериментальні дані підтверджуються теорією - величина 50% знаходить експериментальне та теоретичне підтвердження. При більших співвідношеннях розглядаємих площ, включаючи і 100%, умова допускаємих на чутливий елемент температур тим паче виконується.

Досягнутий технічний результат виражений у зменшенні температури повітря у тракці барометричної системи до рівня робочих можливостей чутливого елемента.

Винахідницький рівень забезпечується суттєвим поліпшенням точності вимірювання статичного тиску в умовах високих швидкостей та температур набігаючого повітря за рахунок встановлення у тракці приймача теплообмінника що у кінцевому результаті підвищує ефективність виконання завдання, яке виконує літальний апарат.

Запропонований пристрій відрізняється простотою, забезпечує підвищену точність вимірювання і використовується у конструкції літального апарату, що розробляється підприємством.



Фиг. 1

Фиг. 2

Фиг. 3