УДК 629.7.054.07

ВИКОРИСТАННЯ КОМБІНОВАНИХ СХЕМ ВИМІРЮВАННЯ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

В.А. Пророка[1]
[1]студент кафедри проектування та конструкцій літальних апаратів, Державний вищий навчальний заклад «Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара», м. Дніпро, Україна, e-mail: v.proroka@gmail.com

Анотація. В роботі проведено порівняння основних типів навігаційних систем, які використовуються в літальних апаратах. Було встановлено їх основні недоліки та переваги. Запропоновано методи вдосконалення існуючих навігаційних систем шляхом поєднання датчиків різних типів. Завдяки такому вдосконаленню можна уникнути накопичення помилок, які виникають в процесі вимірювання через зовнішні фактори шляхом перевірки та компенсації помилкових факторів характерних для кожного типу навігаційних систем.

Ключові слова: система навігації, інерційні системи, аеродинамічні кути, уявне прискорення, гіроскопічні інтегратори лінійних прискорень.

USING OF COMBINED MEASUREMENT SCHEME TO IMPROVE THE ACCURACY OF NAVIGATION SYSTEMS

Vladislav Proroka[1]
[1]student, Department of Design and Constructions of Aircrafts, State Higher Educational Institution "Dneprovsky National University named after Oles Honchar", Dnipro, Ukraine, e-mail: v.proroka@gmail.com

Abstract. The paper compared the main types of navigation systems used in aircraft. Was found it main advantages and disadvantages. The methods of improving existing navigation systems by combining various types of sensors. With this improvement can avoid the accumulation of errors that occur during the measurement due to external factors by testing and compensation of erroneous factors specific to each type of navigation systems.

Keywords: navigation system, inertial, aerodynamic corners, imagined acceleration, gyroscopic integrators of linear acceleration.

Вступ. Основними характеристиками польоту літального апарату є стійкість керованість та безпечність. Для забезпечення цих характеристик усі сучасні літальні апарати містять у собі системи навігації. За допомогою систем навігації з певною точністю можна визначити положення літального апарату

у будь-який момент часу. Існують два основних типи систем навігації: інерціальні та системи навігації, які базуються на вимірюванні основних аеродинамічних кутів.

Головний показник ефективності системи навігації будь-якого рухомого об'єкта – це точність отриманих параметрів, які залежать в першу чергу від вимірювачів, що входять до складу навігаційної системи. Досягнути підвищення точності навігаційних систем можливо вдосконаливши вимірювачі головних параметрів або одночасним використанням систем навігації кількох типів.

Мета роботи. Запропонувати методи усунення помилок та неточностей спричинених недоліками існуючих навігаційних систем шляхом використання комбінованих систем навігації з використанням датчиків різних типів. Компенсувати недоліки систем навігації одного типу перевагами систем навігації інших типів.

Матеріал та результати досліджень. Аналіз основних систем навігації показує, що усі вони мають свої недоліки та переваги. Інерціальні системи базуються на вимірюванні абсолютної кутової швидкості певної платформи та її уявного прискорення. Все більшого використання набувають безкарданні інерціальні системи, в яких вимірювачі встановлені безпосередньо на корпусі рухомого об'єкта. Вони дозволяють з високою точністю отримувати параметри уявного прискорення, що зумовлено можливістю використання у їх складі гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень (ГІЛП). Гіроскопічні інтегратори лінійних прискорень формують інтеграл від уявного прискорення, тобто передають ЕОМ сигнал у вигляді уявної швидкості. ГІЛП позбавлені суттєвих похибок та дозволяють уникнути впливу високочастотних завад, обумовлених вібраціями корпусу. За допомогою ГІЛП можна суттєво спростити алгоритми розрахунку інерціальної системи, а їх характеристики дозволяють вимірювати уявне прискорення, а, отже, і уявну швидкість необмежених діапазонів. ГІЛП у поєднанні з гіроскопічними датчиками кутової швидкості дозволяють отримати високоточні навігаційні системи, які, однак не враховують похибки, зумовлені впливом нерівномірності зовнішнього аеродинамічного тиску (наприклад, пориви вітру).

Ще одним способом визначення положення літального апарату у просторі є визначення двох основних параметрів - аеродинамічних кутів атаки та ковзання. Системи навігації засновані на цьому принципі у якості вимірювачів можуть використовувати флюгерні та пневматичні та датчики, а також їх комбінації у суміжних датчиках. Принцип дії флюгерного датчика полягає у відхиленні флюгарки під дією повітряного потоку, що спричиняє появу імпульсів, викликаних розтягом струн прикріплених до флюгарки.

Рисунок 2 – Розташування флюгерних датчиків на крилатій ракеті К-73

Принцип дії пневматичного датчика полягає у створенні обертального моменту перепадом тиску викликаним нерівномірністю швидкості повітря, яке обтікає датчик.

Сферичний вимірювач аеродинамічних кутів призначений, як і вище розглянуті, для вимірювання місцевих кутів. У ньому використовуються аеродинамічні властивості сфери (кулі) в повітряному потоці. Основною його відмінністю від всіх розглянутих вимірювачів є відсутність обертових частин конструкції. За кількістю та точністю отримуваних даних сферичні вимірювачі не мають суттєвих переваг перед датчиками інших типів. Крім того діапазон вимірюваних ними кутів дуже невеликий і лежить у межах 60-65 градусів. Також тривалі випробування цих датчиків у аеродинамічній трубі разом з усім літальним апаратом роблять використання сферичних датчиків економічно невигідними. Саме через це сферичні датчики не набули розповсюдження на літальних апаратах і використовуються нечасто поступаючись аналогічним їм за отримуваними даними поєднаному вимірювачу аеродинамічних кутів. Прикладами використання сферичних датчиків є системи навігації багаторазових космічних кораблів Енергія-Буран і Спейс Шатл.

Найдосконалішим вимірювачем аеродинамічних кутів є поєснаний вимірювач. У цьому вимірнику в єдиній конструкції суміщені приймачі повного

і статичного тиску, датчики кута атаки і кута ковзання. При цьому підвищується точність сприйняття тисків і вимірювання аеродинамічних кутів за рахунок виносу датчика за межі конструкції ЛА в незбурених повітряний потік на спеціальній штанзі. При цьому зменшується загальна маса приладів і число елементів конструкції, які виступають за межі обшивки ЛА. Цей тип вимірювача часто застосовується при дослідженні нових типів ЛА і порівняльних випробуваннях інших типів бортових ДАУ і ПВД. Поєднані вимірювачі аеродинамічних кутів вирішують проблему одночасного точного вимірювання місцевих аеродинамічних кутів і сприйняття тиску Рп і Рст в їх широких діапазонах. Крім того, ці вимірювачі володіють достатньою універсальністю, що дозволяє встановлювати їх на різних ЛА без додаткового доопрацювання і дорогої тарировки. Проблемами в них залишилися надійна передача сигналів своїх параметрів через обертовий вал і сам факт обертання зонда, що призводять до зниження надійності вимірювача в цілому. Для особливо відповідальних ЛА це може виявитися неприйнятним.

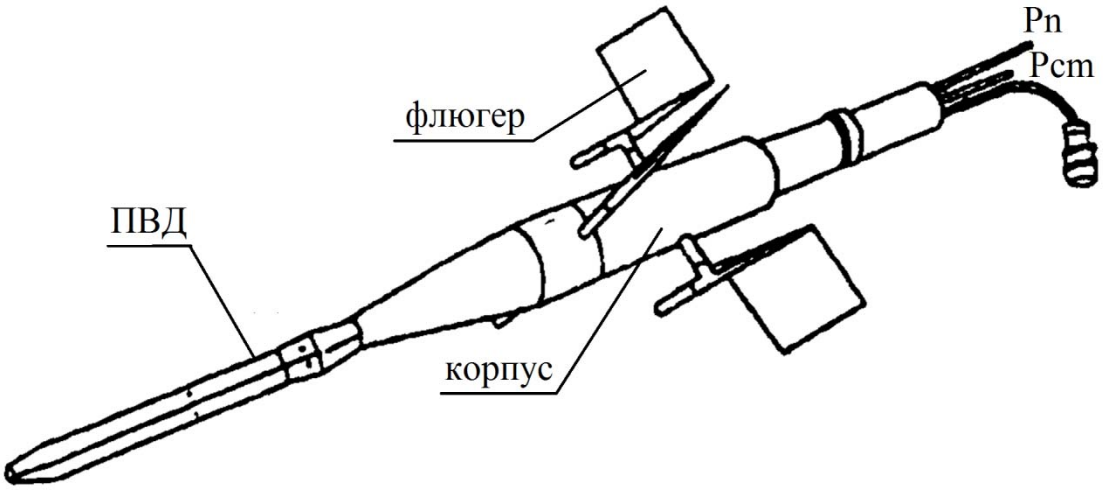

Рисунок 1 – Зовнішній вигляд поєднаного вимірювача аеродинамічних кутів

Основними перевагами датчиків, які базуються на вимірюванні кутів атаки та ковзання є те, що вони є дешевшими та можуть враховувати усі нерівномірності зовнішнього тиску. З іншого боку ці системи менш точні через їх вразливість до перешкод та значну неточність при русі з малою швидкістю.

Провівши аналіз основних систем навігації та встановивши їх основні недоліки, можна стверджувати, що при створенні системи, яка базуватиметься на декількох принципах визначення положення літального апарату у просторі можна досягти точності близької до абсолютної. Найбільш досконалою буде система, яка складатиметься з поєднаного датчика аеродинамі-

чних кутів та безкарданної інерційної системи з використанням гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень, що забезпечить найбільшу точність та надійність.

Висновок. Створення комбінованих систем з датчиками різних типів дозволить створити досконаліші навігаційні системи, засновані на врахуванні усіх можливих впливів. Це дозволить виконувати поставлені задачі з граничною точністю.

ЛІТЕРАТУРА

1. «Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и крылатых ракет». В.Г. Микеладзе, В.М. Титов. Изд. «Машиностроение». 1974г.

2. Кавинов, И.Ф. Инерциальная навигация в околоземном пространстве/И.Ф. Кавинов. –М.: Машиностроение, 1998.-142с.

3. Пат. 76020 України, МПК G01B7/30. Структурно надлишковий датчик аеродинамічного кута/Гордін О.Г., Губа Є.А.; Заявник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ». - № U201205587 заявл. 07.05.2012, опубл. 25.12.2012, бюл. №24.-7с.

4. Боднер, В.А. Приборы первичной информации /В.А.Боднер.-М.: Машиностроение, 1981.-344с.