

УДК 629.7.054.001

О.Г. ГОРДІН, Є.А. ГУБА

*Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Україна*

## ПОКРАЩЕННЯ ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ ВИМІРУ КУТІВ АТАКИ І КОВЗАННЯ ДЛЯ ФЛЮГЕРНИХ ДАТЧИКІВ АЕРОДИНАМІЧНИХ КУТІВ

*Аеродинамічні кути атаки та ковзання являються одними із важливих пілотажно-навігаційних параметрів. Найбільш легким та точним методом їх виміру є використання флюгерних датчиків. Відомі такі основні типи датчиків: флюгерні, пневматичні, пневмо-флюгерні. Вони характеризуються рядом недоліків, основні з яких: інструментальні похибки за рахунок сухого тертя в потенціометрі датчика та безпосередньо в опорі, неврахування величин повітряної швидкості та щільності повітря, похибки при значних кутах атаки за рахунок протидіючого елемента, аналоговий вихід сигналу. В роботі показано можливість отримання навігаційних параметрів за допомогою структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута зі струнним упругим підвісом. Розроблено відповідні алгоритми визначення навігаційних параметрів для датчика, який представлено.*

**Ключові слова:** *кут атаки, кут ковзання, відмовостійкість, надійність, точність, струнний підвіс, флюгерний датчик аеродинамічних кутів.*

### Вступ

Основною особливістю флюгерних датчиків є зонд у вигляді флюгарки, який виконує роль первинного перетворювача інформації. Найчастіше флюгарка являє собою симетричний клин з малим кутом розтвору [1]. Датчики встановлюються на фюзеляжі або крилі літального апарату в місцях найменшого викривлення потоку [2].

Принцип роботи датчика полягає в тому, що при відсутності швидкісного повітряного потоку положення флюгарки балансується за допомогою протівісу, а при його наявності вона повертається по напрямку потоку. Далі кут повороту фіксується переміщенням шіток по потенціометрам. До недоліків такої конструкції можна віднести не дуже велику чутливість до зносу повітряного потоку при малих швидкостях [3].

Окрім флюгерних датчиків найчастіше використовуються ще пневматичні та пневмофлюгерні. Для всіх цих типів датчиків домінуючою похибкою є похибка від тертя (затирання) рухомої частини датчика, зв'язаної з присутністю тертя в опорах вісі обертання і в вихідному пристрої [4].

### Постановка задачі для побудови вимірювального блоку

Отже, враховуючи вищесказане, для флюгерних датчиків потрібно підвищити точність виміру кутів атаки та ковзання, урахувати величини повітряної швидкості та щільності повітря, забезпечити роботу при відмові одного з перетворювачів інфор-

мації, а також ввести можливість з'єднання датчика аеродинамічного кута безпосередньо з цифровим обчислювальним пристроєм (враховуючи, що на борту сучасних літальних апаратів все менше і менше аналогових обчислювальних приладів).

Дані показники можливо покращити при використанні струнного підвісу [5].

### Схема вимірювального блоку

На рис.1 наведено спрощену конструктивно-компоновочну схему структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута, на рис. 2 – схему системи обробки інформації.

Структурно надлишковий датчик аеродинамічного кута складається з корпусу 1, флюгеру з протівісом 2, осі обертання флюгеру 3, струнних пружних розтяжок 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, постійних магнітів 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, жорстких стержнів 20, 21, центральних вузлів закріплення 22, 23, нерухомих вузлів закріплення 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, рухомих вузлів закріплення 32, 33, 34, 35, демпферу 36, причому кожна струнна пружна розтяжка 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 закріплена одним своїм кінцем на нерухомому вузлі закріплення 24, 25, 27, 26, 28, 29, 31, 30 відповідно, другим – на рухомому вузлі закріплення 4,5 – 32, 6,7 – 33, 8,9 – 34, 10,11 – 35, причому кожний рухомий вузол через жорсткий стержень 20, 21 нерухомо зв'язаний з віссю підвісу флюгеру 3, а кожна струнна пружна розтяжка 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 знаходиться у полі постійного магніту 12, 13, 15, 14, 16, 17, 18, 19 відповідно.

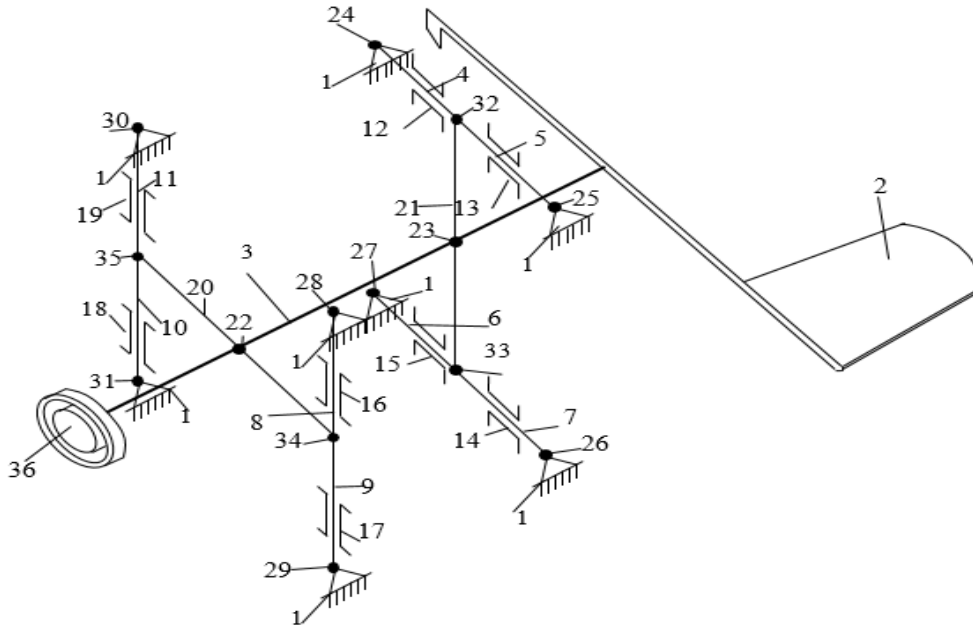


Рис. 1. Конструктивно-компоновочна схема структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута

Нерухомі вузли закріплення 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31 струнних пружинних розтяжок жорстко з'єднані з корпусом 1.

Струнні розтяжки 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 у початковому стані (у статичному режимі) мають поперечне (початкове) натягіння, при цьому власні частоти поперечних коливань всіх розтяжок у полі магнітів 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19 співпадають.

ривачем 39, один вихід якого підключений до першого входу перетворювача кількості імпульсів в код 40, а другий вихід – до першого керуючого входу вихідного буферного регістра 42, з інформаційним входом якого з'єднаний вихід перетворювача кількості імпульсів в код 40, а другий керуючий вхід вихідного буферного регістра 42 з'єднаний з вихідним портом 44 обчислювального пристрою 45. Другий вхід перетворювача кількості імпульсів в код 40 зв'язаний з виходом генератора заповнюючих імпульсів 41. Вихід 43 вихідного буферного регістра 42 з'єднаний з відповідним портом обчислювального пристрою 45.

Обробка інформації здійснюється шляхом підрахунку кількості імпульсів генератора, які заповнюють половину періоду коливань сигналу автогенератора 37.

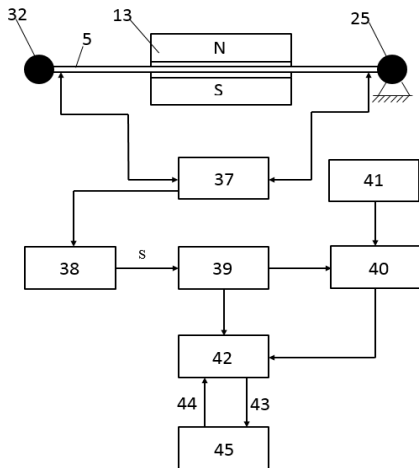


Рис. 2. Схема системи обробки інформації структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута

Система обробки інформації включає вісім ідентичних каналів, кожний з яких складається з автогенератора 37, блока узгодження 38, пристрою керування перетворювача кількості імпульсів в код 40, генератора заповнюючих імпульсів 41 та вихідного буферного регістра 42, причому вихід автогенератора 37 з'єднаний з входом блока узгодження 38, послідовно зв'язаного з пристроєм керування перетво-

### Алгоритми функціонування вимірювального блоку

При зміні аеродинамічного моменту флюгера 2 змінюються натягіння струнних пружинних розтяжок 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, а також – частота їх власних коливань. Частоту власних коливань струнної пружної розтяжки однієї пари на першій гармоніці можна представити у такому вигляді:

$$f^2 = \frac{F_0}{4ml}, \quad f = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{F_0}{ml}}, \quad (1)$$

де  $F_0$  – сила, прикладена до струнної пружної розтяжки;

$m$  – маса струнної пружної розтяжки;

$l$  – довжина активної частини струнної пружної розтяжки.

Вважаємо, що схема обробки інформації (рис. 2) налаштована на виділення першої гармоніки коливань струнної пружної розтяжки. В тому випадку, якщо сила натягнення струнної пружної розтяжки змінюється відносно початкового її значення  $F_0$  на величину  $\Delta F$ . Для кожної струнної пружної розтяжки співвідношення (1) частоти власних коливань струнної пружної розтяжки можливо представити так:

$$f = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{F_0 \pm \Delta F}{ml}}. \quad (2)$$

Приріст (зміну) сили натягнення струнної пружної розтяжки наведемо в наступному вигляді:

$$\Delta F = \frac{1}{4h} m^\alpha (\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi, \quad (3)$$

де  $\alpha$  – кут атаки;

$m^\alpha (\alpha)$  – коефіцієнт аеродинамічного моменту

флюгера, відома функція кута атаки;

$\rho$  – щільність повітря;

$V$  – повітряна швидкість;

$S$  – площа характерної поверхні флюгера;

$l_\phi$  – характерна довжина флюгера;

$h$  – плече (відстань від осі струнних пружних розтяжок до осі обертання флюгера).

Враховуючи (2) рівняння (3) можна записати так:

$$f^2 = \frac{1}{4} \frac{F_0 \pm \Delta F}{ml}. \quad (4)$$

Підставивши рівняння (3) в (4) отримаємо:

$$f^2 = \frac{1}{4} \frac{F_0 \pm \frac{1}{4h} m^\alpha (\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi}{ml}; \quad (5)$$

$$f^2 = \frac{1}{4ml} \left[ F_0 \pm \frac{1}{4h} m^\alpha (\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi \right].$$

Провівши елементарні перетворення співвідношення (5) запишемо в такому вигляді:

$$f^2 = \frac{F_0}{4ml} \pm \frac{1}{16mlh} m^\alpha (\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi;$$

$$f^2 - \frac{F_0}{4ml} = \pm \frac{1}{16mlh} m^\alpha (\alpha) \alpha \frac{\rho V^2}{2} S l_\phi; \quad (6)$$

$$f^2 - \frac{F_0}{4ml} = \pm \frac{S l_\phi}{32mlh} m^\alpha (\alpha) \alpha \rho V^2.$$

Враховуючи, що  $F_0, m, l, h, S, l_\phi = \text{const}$  і прий-

явши  $\frac{F_0}{4ml} = A$ ,  $\frac{S l_\phi}{32mlh} = B$  залежність (6) представимо в такому вигляді:

$$f^2 - A = \pm B m^\alpha (\alpha) \alpha \rho V^2. \quad (7)$$

Отримаємо залежність для визначення кута атаки  $\alpha$ :

$$\alpha = \frac{\pm 1}{B m^\alpha (\alpha) \rho V^2} (f^2 - A). \quad (8)$$

Виділення інформації про кут  $\alpha$  можливо за допомогою будь-якої струнної пружної розтяжки, наприклад, струнної пружної розтяжки 5:

$$T_5 = \frac{1}{f_5}, \quad f_5 = \frac{1}{T_5}, \quad (9)$$

де  $T_5$  – період власних коливань струнної пружної розтяжки 5.

При використанні принципу заповнювання на півперіоду коливань струни 5 імпульсами високої частоти:

$$\frac{1}{2} T_5 = n T_n = \frac{n}{f_n}, \quad (10)$$

де  $n$  – кількість заповнюючих імпульсів за півперіод коливань струнної пружної розтяжки 5;

$T_n$  – період власних коливань заповнюючих імпульсів;

$f_n$  – частота заповнюючих імпульсів.

Тобто:

$$T_5 = \frac{2n}{f_n}. \quad (11)$$

У відповідності до залежності (8):

$$\alpha = \frac{\pm 1}{B m^\alpha (\alpha) \rho V^2} \left( \frac{f_n^2}{4n^2} - A \right). \quad (12)$$

Реалізація отриманої залежності (12) за допомогою обчислювального пристрою дає можливість знайти величину кута атаки.

## Висновки

В роботі показано можливість побудови струнного підвісу та цифрового вимірювального блоку для флюгерного датчика аеродинамічних кутів атаки та ковзання, які дозволяють досягти наступного позитивного результату.

Можливість врахування повітряної швидкості та щільності повітря, в аналітичній залежності роз-

рахунку кута атаки.

Розширення функціональних можливостей за рахунок структурної надлишковості. Обробку інформації можливо вести по різниці частот  $f_i^2 - f_{(i+1)}^2$  ( $i=1..8$ ) струнних пружних розтяжок одного з диференціальних перетворювачів.

Інформацію з чотирьох перетворювачів можна використовувати для: усереднення даних, яке дозволяє збільшити точність визначення кута атаки; для ідентифікації перетворювача який відмовив (структурна надлишковість); система зберігає працеспроможність при відмові  $n-1$  струнної пружної розтяжки.

Можливість з'єднання структурно надлишкового датчика аеродинамічного кута з цифровим електронно-обчислювальним пристроєм та автоматизації процесу вимірювання кутів атаки і ковзання.

## Література

1. Боднер, В.А. Приборы первичной информации [Текст] / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.
2. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов [Текст] / Г.И. Клюев, Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов; под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск : УлГТУ, 2005. – 509 с.
3. Браславский, Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов [Текст] / Д.А. Браславский, Д.Г. Корневский. – М. : Машиностроение, 1970. – 251 с.
4. Боднер, В.А. Авиационные приборы [Текст] / В.А. Боднер, Г.О. Фридендер, Н.И. Чистяков. – М. : Оборонгиз, 1960. – 345 с.
5. Пат. 76020 України, МПК G01B7/30. Структурно надлишковий датчик аеродинамічного кута [Текст] / 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. – 7 с.

Надійшла до редакції 14.03.2013, розглянута редколегією 27.03.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедрою «Авіаційні прилади та вимірювання» М.Д. Кошевий, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

## УЛУЧШЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ И ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ ДЛЯ ФЛЮГЕРНОГО ДАТЧИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УГЛОВ

*А.Г. Гордин, Е.А. Губа*

Аэродинамические углы атаки и скольжения являются одними из важных пилотажно-навигационных параметров. Наиболее легким и точным методом их измерения является использование флюгерных датчиков. Известны следующие основные типы датчиков: флюгерные, пневматические, пневмо-флюгерные. Они характеризуются рядом недостатков, основные из которых: инструментальные погрешности за счет сухого трения в потенциометре датчика и непосредственно в опоре, неучет величин воздушной скорости и плотности воздуха, погрешности при значительных углах атаки за счет противодействующего элемента, аналоговый выход сигнала. В работе показана возможность получения навигационных параметров с помощью структурно избыточного датчика аэродинамического угла со струнным упругим подвесом. Разработаны соответствующие алгоритмы определения навигационных параметров датчика, который представлен.

**Ключевые слова:** угол атаки, угол скольжения, отказоустойчивость, надежность, точность, струнный подвес, флюгерный датчик аэродинамических углов.

## BETTER LEVELS OF RELIABILITY AND ACCURACY OF MEASUREMENT OF ANGLES OF ATTACK AND SLIDING BY VANE SENSOR OF AERODYNAMIC ANGLES

*A.G. Gordin, Y.A. Guba*

Aerodynamic angles of attack and slip are one of the important parameters of flight and navigation. The easiest and most accurate method of their measurements is the use of vane sensors. There are the following main types of sensors: vane, pneumatic, pneumatic vane. They have a number of drawbacks, the most important of which are: instrumental errors due to dry friction in potentiometer sensor and directly in support, not accounting values of air velocity and air density, significant errors in the angle of attack by counteracting element, the analog output signal. In paper shows the possibility of obtaining navigation parameters with structural excess aerodynamic angle sensor with a string elastic suspension. Develop appropriate algorithms for determining the parameters of the navigation sensor, which is represented.

**Key words:** angle of attack, slip angle, fault tolerance, reliability, accuracy, string suspension, feathered sensor of aerodynamic angles.

**Гордін Олександр Григорович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Харків, Україна.

**Губа Євген Анатолійович** – магістрант кафедри систем управління летальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Харків, Україна, e-mail: eugene\_guba@i.ua.