

Винахід відноситься до вимірювальної техніки і може бути використано для вимірювання лінійних прискорень в системах керування балістичних ракет та космічних апаратів.

Відомий спосіб вимірювання лінійних прискорень балістичних ракет шляхом вимірювання величини лінійного переміщення інерційного тіла [1].

Недоліком цього способу є низька точність вимірювання лінійного прискорення, пов'язана з тим, що політ ракети відбувається в полі земного тяжіння і свідчення акселерометра не будуть відповідати істинному значенню прискорення ракети відносно інерційного простору.

Це відбувається тому, що на інерційне тіло акселерометра в польоті діє сила інерції  $F$ , сила ваги  $G$  та сила реакції опори  $R$  (фіг.1). Сила інерції пропорційна прискоренню ракети а при її русі відносно Землі. Сила ваги пропорційна прискоренню земного тяжіння  $g$ . Реакція опори врівноважує сили інерції і ваги. У випадку рівноваги сил інерційне тіло акселерометра буде рухатись разом з ракетою.

Реакція опори пропорційна стиску пружини. Вимірювання прискорення зводиться до вимірювання поздовжнього переміщення інерційного тіла

$$S_x = F_x + G_x = m(a_x + g_x \sin \alpha),$$

де  $S_x$  - переміщення інерційного тіла уздовж осі чутливості  $x$ ;  $m$  - маса інерційного тіла;  $a_x$  - прискорення уздовж осі  $x$ ;  $g_x$  - прискорення земного тяжіння;  $\alpha$  - кут тангажа (кут між вектором поздовжнього прискорення і лінією місцевого горизонту).

Таким чином, інерційний акселерометр вимірює не істинне прискорення  $a_x$ , а так зване гадане прискорення

$$a_{gx} = a_x + g_x \sin \alpha.$$

Так як акселерометри не вимірюють гравітаційне прискорення, то для того, щоб інерційна система була спроможна обчислювати координати місцезнаходження об'єкта, необхідно якимось чином вводити в систему обчислення траєкторії руху сигнал, пропорційний вектору гравітаційного прискорення:

$$a_x = a_{gx} - g_x$$

Величина  $g_x$  відносно величини істинного прискорення є методичною похибкою вимірювання.

Внаслідок того, що вектор гравітаційного прискорення змінюється при переміщенні об'єкта, і, крім того, змінюється його положення відносно осей чутливості, виникає складна задача створення спеціального обчислювального пристрою для вироблення сигналу, пропорційного гравітаційному прискоренню, для введення його у відповідні свідчення акселерометрів.

Відомий спосіб вимірювання лінійних прискорень, прототип, шляхом порівняння переміщення інерційного тіла з переміщенням, пропорційним сигналу на виході акселерометра, перетворювання цього переміщення в електричний сигнал і підсилювання сигналу [2].

Недоліком відомого способу є методична похибка вимірювання лінійного прискорення, яка пов'язана з тим, що вимірюється не істинне, а гадане прискорення.

Принцип використання переміщення інерційної маси під впливом гаданого прискорення конструктивно ще може бути виконаний на основі маятникового та гіроскопічного акселерометрів [3]. Але, не дивлячись на це, акселерометри, фізичний принцип дії яких заснований на лінійному чи кутовому переміщенні інерційної маси, не реєструють рух чутливого елемента під впливом гравітаційного прискорення, а вимірюване прискорення буде гаданим.

При цьому підвищення чутливості акселерометрів пов'язане зі зростанням маси чутливого елемента, а це, в свою чергу, приводить до зростання методичної похибки за рахунок зростання гравітаційного прискорення.

Мета винаходу - підвищення точності вимірювання шляхом усунення методичної похибки.

Поставлена мета досягається тим, що діюче прискорення прикладають до 1-го та 2-го акселерометрів, переміщення чутливого елемента 1-го акселерометра алгебраїчно складають з переміщенням, пропорційним сигналу на виході 2-го акселерометра і формують переміщення, пропорційне отриманій сумі, переміщення чутливого елемента 2-го акселерометра порівнюють з переміщенням, пропорційним сигналу на виході 1-го акселерометра і формують переміщення, пропорційне отриманій різниці, вимірюють сигнали на виходах 1-го та 2-го акселерометрів, кути тангажа, рихання та обертання, а шукані інерційне та гравітаційне прискорення відносно осей чутливості  $x$ ,  $y$  і  $z$  визначають згідно з рівняннями

$$a_x(t) = \frac{B_2 V_{1x}(t) + B_1 V_{2x}(t)}{A_1 B_2 + A_2 B_1}$$

$$g_x(t) = \frac{A_2 V_{1x}(t) - A_1 V_{2x}(t)}{(A_1 B_2 + A_2 B_1) \sin \alpha(t)}$$

$$a_y(t) = \frac{C_2 V_{1y}(t) + C_1 V_{2y}(t)}{C_1 D_2 + C_2 D_1}$$

$$g_y(t) = \frac{D_2 V_{1y}(t) - D_1 V_{2y}(t)}{(C_1 D_2 + C_2 D_1) \sin \beta(t)}$$

$$a_z(t) = \frac{E_2 V_{1z}(t) + E_1 V_{2z}(t)}{E_1 F_2 + E_2 F_1}$$

$$g_z(t) = \frac{F_2 V_{1z}(t) - F_1 V_{2z}(t)}{(E_1 F_2 + E_2 F_1) \sin \gamma(t)}$$

де  $a_x(t)$ ,  $a_y(t)$  і  $a_z(t)$  - інерційні прискорення відносно осей  $x$ ,  $y$  і  $z$ ;  $g_x(t)$ ,  $g_y(t)$  і  $g_z(t)$  - гравітаційні прискорення відносно осей  $x$ ,  $y$  і  $z$ ;  $V_{1x}(t)$  і  $V_{2x}(t)$ ,  $V_{1y}(t)$  і  $V_{2y}(t)$ ,  $V_{1z}(t)$  і  $V_{2z}(t)$  - відповідно сигнали на виходах 1-го та 2-го акселерометрів осей чутливості  $x$ ,  $y$  і  $z$ ;  $A_1$  і  $A_2$ ,  $C_1$  і  $C_2$ ,  $E_1$  і  $E_2$  - відповідно коефіцієнти пропорційності за інерційним прискоренням 1-го і 2-го каналів вимірювання відносно осей  $x$ ,  $y$  і  $z$ ;  $B_1$  і  $B_2$ ,  $D_1$  і  $D_2$ ,  $F_1$  і  $F_2$  - відповідно коефіцієнти пропорційності 1-го та 2-го каналів вимірювання;  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$  - кути тангажа, рихання та обертання.

На фіг.2 зображена схема орієнтації акселерометрів відносно поздовжньої осі x, а на фіг.3 показана схема орієнтації акселерометрів відносно осей осей x, y і z. На схемі показані 1-й та 2-й акселерометри 1, 2 поздовжньої осі x вимірювання і гіроприлад 3 вимірювання кута тангажа, 1-й та 2-й акселерометри 4 і 5 бокової осі вимірювання z і гіроприлад 6 вимірювання кута обертання, 1-й та 2-й акселерометри 7 і 8 нормальної осі y вимірювання і гіроприлад 9 вимірювання кута ристання.

Із фіг.3 витікає, що для вимірювання поздовжнього, бокового і нормального прискорення на борту ракети потрібно мати три незалежні вимірювальні системи, кожна з яких отримує два акселерометри, які мають загальну вісь чутливості.

На фіг.4 приведена принципова схема обладнання для здійснення способу.

Обладнання містить 1-й акселерометр 1, в якому інерційна маса 2 підвищена на напрямній 3. Для зменшення тертя маса 2 знаходиться в рідині 4 і має нульову плавучість. Сигнал, пропорційний переміщенню інерційної маси, знімається з індуктивного датчика 5. Після підсилювання в підсилювачі 6 сигнал надходить до 1-го електромагнітного (силового) приводу (ЕМСГТ) 7. ЕМСГТ 7 утворює контур зрівноваження 1-го акселерометра.

Обладнання містить 2-й акселерометр 8, в якому інерційна маса 9 підвішена за допомогою пружин 10 і має демпфер 11. Сигнал, пропорційний переміщенню інерційної маси 9, знімається з індуктивного датчика 12. Після підсилювання в підсилювачі 13 сигнал надходить на вхід 2-го ЕМСГТ 14 1-го акселерометра, а сигнал з виходу підсилювача 6 після підсилення в підсилювачі 15 надходить до входу ЕМСГТ 16 2-го акселерометра. Виходи підсилювача 6 з'єднані з виходами модулів вводу аналогової інформації (аналого-цифровими перетворювачами (АЦП)) 17, 18. Обладнання містить гіроприлад 19, з'єднаний зі входом АЦП 20.

АЦП 17, 18 і 20 за допомогою інтерфейсу 21 з'єднані з бортовою цифровою обчислювальною машиною (БЦОМ) 22, яка знаходиться на борту ракети.

Для виведення обчислювальної інформації з БЦОМ про значення інерційної та гравітаційної складових вимірювальна система одержить модулі виводу цифрової інформації - цифро-аналогові перетворювачі (ЦАП) 23, 24. ЦАП 23 видає значення інерційного прискорення в систему керування ракети для подальшого інтегрування і отримання значення істинної поздовжньої швидкості ракети, а ЦАП 24 видає значення гравітаційного прискорення в телеметричну систему для передачі на Землю і дослідження в подальшому гравітаційних полів Землі.

На фіг.5 зображена структурна схема вимірювальної системи за запропонованим способом. Структурна схема містить чутливий елемент (ЧЕ) 1, 1-й суматор 2, елемент порівняння (ЕП) 3, датчик 4, підсилювач 5, ЕМСГТ 6 1-го акселерометра. ЕМСГТ 6 утворює контур зрівноважування 1-го акселерометра.

Структурна схема містить ЧЕ 7, ЕП 8, датчик 9, підсилювач 10 2-го акселерометра. Вихід 1-го підсилювача 5 з'єднаний зі входом підсилювача 12, вихід якого з'єднаний зі входом ЕМСГТ 13, вихід якого з'єднаний з другим входом ЕП 8 другого акселерометра, а вихід підсилювача 10 за допомогою 2-го ЕМСГТ // з'єднаний з 2-м входом суматора 2 1-го акселерометра. Крім того, виходи підсилювачів 5 і 10 з'єднані з входами АЦП 14 і 15. Вихід датчика кута (гіроприлада) 16 з'єднаний зі входом АЦП 17. АЦП 14, 15 і 17 за допомогою інтерфейсу 18 з'єднані з БЦОМ 19. Для виводу обчислювальної інформації про значення інерційної і гравітаційної складових гаданого прискорення інтерфейс 18 з'єднаний з ЦАП 20 і 21.

Структура, характеристики та алгоритми обробки обчислювальної інформації докладно описані в [5].

Вимірювання лінійних прискорень балістичних ракет на прикладі поздовжньої осі вимірювання x здійснюється таким образом. Рівняння чутливих елементів 1-го та 2-го акселерометрів мають вид

$$S_1(t) = K_{11}a(t) + K_{12}g(t)\sin\alpha(t) \quad (1)$$

$$S_2(t) = K_{21}\alpha(t) \quad (2)$$

де  $a(t)$  - діюче інерційне прискорення;  $g(t)$  - діюче гравітаційне прискорення;  $S_1(t)$  і  $S_2(t)$  - відповідно переміщення ЧЕ 1-го і 2-го акселерометрів;  $\alpha(t)$  - кут тангажа (кут між поздовжньою віссю ракети і місцевим горизонтом);  $K_{11} = S_1 / a$ ,  $K_{21} = S_2 / \alpha$  [мм · с<sup>2</sup>/м] - коефіцієнти передачі за інерційною складовою гаданого прискорення 1-го та 2-го акселерометрів;  $K_{12} = S_1 / g$  [мм · с<sup>2</sup>/м] - коефіцієнт передачі за гравітаційною складовою гаданого прискорення 1-го акселерометра.

Відсутність в рівнянні (2) гравітаційної складової пояснюється такими обставинами.

Коли ракета знаходиться на стартовому столі, її прискорення дорівнює нулю. ЧЕ 1-го акселерометра переміщується на величину, яка відповідає прискоренню  $1g$ . ЧЕ 2-го акселерометра зрівноважений пружинами таким чином, що його переміщення дорівнює нулю [6]. Ці обставини можна подати рівняннями

$$V_1 = K_{12}g \quad (3)$$

$$V_2 = 0 \quad (4)$$

де  $V_1$  і  $V_2$  - сигнали на виходах 1-го і 2-го акселерометрів. Особливість рівнянь (1) і (2) в тому, що  $K_{11} = K_{21}$ . Ця умова повинна виконуватись для одержання рівних коефіцієнтів чутливості за інерційною складовою.

Рівняння контуру зрівноваження 1-го акселерометра має вид

$$V_1(t) = K_{13}\Delta S_1(t) \quad (5)$$

де  $\Delta S_1(t)$  - результуюче переміщення на виході суматора 2;

$$K_{13} = \frac{K_c K_n}{1 + K_c K_n K_e}$$

- результуючий коефіцієнт контуру зрівноваження, який включає датчик 4, підсилювач 5 і ЕМСГТ 6.

Рівняння ланцюга перетворювання для 2-го акселерометра має вид

$$V_2(t) = K_{22}\Delta S_2(t) \quad (6)$$

де  $\Delta S_2(t)$  - результуюче переміщення на виході елемента порівняння 8 2-го акселерометра.

Відповідно до запропонованого способу переміщення  $\Delta S_1(t)$  1-го акселерометра формується як алгебраїчна сума переміщення  $S_1(t)$  і переміщення, пропорційного сигналу на виході 2-го акселерометра у

відповідності до рівняння

$$\Delta S_1(t) = S_1(t) + K_{23}V_2(t) \quad (7)$$

де  $K_{23}$  - коефіцієнт передачі ЕМСП 11.

Далі, переміщення  $\Delta S_2(t)$  формується як алгебраїчна різниця переміщення  $S_2(t)$  ЧЕ 2-го акселерометра і переміщення, пропорційного сигналу на виході 1-го акселерометра у відповідності до рівняння

$$\Delta S_2(t) = S_2(t) - K_{14}V_1(t) \quad (8)$$

де  $K_{14}$  - коефіцієнт передачі підсилювача 12 і ЕМСП 13.

На основі рівнянь (1), (2), (5) - (8) можна скласти систему 2-х координатно пов'язаних рівнянь

$$V_1(t) - K_{13}K_{23}(t) = K_{11}K_{13}a(t) + K_{12}K_{13}g(t)\sin\alpha(t) \quad (9)$$

$$K_{14}K_{22}V_1(t) + V_2(t) = K_{21}K_{22}a(t) \quad (10)$$

Систему рівнянь (9) - (10) можна подати в матричній формі

$$\begin{bmatrix} 1 & -K_{13}K_{23} \\ K_{12}K_{22} & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} = a(t) + \begin{bmatrix} K_{12} & K_{13} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} g(t)\sin\alpha(t) \quad (11)$$

Вирішив систему (11), отримують систему 2-х параметрично пов'язаних рівнянь відносно 2-х невідомих  $a(t)$  і  $g(t)$ .

$$V_1(t) = A_1a(t) + B_1g(t)\sin\alpha(t) \quad (12)$$

$$V_2(t) = A_2a(t) + B_2g(t)\sin\alpha(t) \quad (13)$$

де

$$A_1 = \frac{K_{13}(K_{11} + K_{21}K_{22}K_{23})}{\Delta}$$

$$A_2 = \frac{K_{22}(K_{21} + K_{11}K_{13}K_{14})}{\Delta}$$

$$B_1 = \frac{K_{12}K_{13}}{\Delta}$$

$$B_2 = \frac{K_{12}K_{13}K_{14}K_{22}}{\Delta}$$

$$\Delta = 1 + K_{13}K_{14}K_{22}K_{23}$$

Рівняння (12) і (13) відображають вимірювальну систему, де рівняння (12) - це 1-й канал вимірювання, а рівняння (13) - 2-й канал вимірювання. Вид коефіцієнтів показує, що їх значення можна довільно синтезувати за рахунок коефіцієнтів  $K_{13}$ ,  $K_{14}$ ,  $K_{22}$  і  $K_{23}$ , які входять у вимірювальну систему. Ця обставина є значною позитивною якістю способу, тому що створює можливість формувати потрібні градувальні характеристики 1-го та 2-го каналів.

Отримана система (12) - (13) відноситься до класу рефлексивних систем, так як в коефіцієнти  $A_1$  і  $B_1$  1-го каналу вимірювання входять параметри 2-го каналу, а в коефіцієнти  $A_2$  і  $B_2$  1-го каналу вимірювання входять параметри 2-го каналу, причому, в протилежному, "відображеному" стані.

З системи (12) - (13) можна отримати рівняння, інваріантне відносно гравітаційної складової гаданого прискорення

$$B_2(V_1(t) - A_1a(t)) = B_1(V_2(t) + A_2a(t)) \quad (14)$$

звідки інерційне прискорення уздовж поздовжньої осі чутливості  $x$  може бути отримано з рівняння

$$a_x(t) = \frac{B_2V_{1x}(t) + B_1V_{2x}(t)}{A_1B_2 + A_2B_1} \quad (15)$$

Із системи (12) - (13) можна отримати рівняння, інваріантне відносно складової гаданого прискорення

$$A_2(V_1(t) - B_1g(t)\sin\alpha(t)) = A_1(V_2(t) + B_2g(t)\sin\alpha(t)) \quad (16)$$

звідки гравітаційне прискорення може бути отримане з рівняння

$$g_x(t) = \frac{A_2V_{1x}(t) - A_1V_{2x}(t)}{(A_1B_2 + A_2B_1)\sin\alpha(t)} \quad (17)$$

Таким чином, вводячи сигнали  $V_{1x}(t)$ ,  $V_{2x}(t)$  і  $\alpha(t)$  у відповідності до тактової частоти функціонування процесора БЦОМ, визначають істинне значення інерційного прискорення балістичної ракети в польоті.

Відносно осей  $y$  і  $z$  нормального і бокового прискорень маємо такі рівняння:

$$a_y(t) = \frac{C_2V_{1y}(t) + C_1V_{2y}(t)}{C_1D_2 + C_2D_1} \quad (18)$$

$$g_y(t) = \frac{D_2V_{1y}(t) - D_1V_{2y}(t)}{(C_2D_1 + C_1D_2)\sin\beta(t)} \quad (19)$$

$$a_z(t) = \frac{E_2V_{1z}(t) + E_1V_{2z}(t)}{E_1F_2 + E_2F_1} \quad (20)$$

$$g_z(t) = \frac{F_2V_{1z}(t) - F_1V_{2z}(t)}{(E_2F_1 + E_1F_2)\sin\gamma(t)} \quad (21)$$

де  $a_x(t)$  і  $a_z(t)$  - інерційні прискорення відносно нормальної  $y$  та бокової  $z$  осей чутливості;  $g_x(t)$  і  $g_z(t)$  - гравітаційні прискорення відносно нормальної та бокової осей чутливості;  $V_{1x}(t)$  і  $V_{2x}(t)$  - сигнали на виходах 1-го та 2-го каналів нормального вимірювання;  $V_{1z}(t)$  і  $V_{2z}(t)$  - сигнали на виходах 1-го та 2-го каналів бокового вимірювання;  $\beta(t)$  і  $\gamma(t)$  - кути рискання і обертання;  $C_1$  і  $C_2$ ,  $E_1$  і  $E_2$  - коефіцієнти пропорційності за інерційним прискоренням;  $D_1$  і  $D_2$ ,  $F_1$  і  $F_2$  - коефіцієнти пропорційності за гравітаційним прискоренням.

Для доведення здійснювання замовленого способу приведемо розрахунковий приклад. Для цього задамо такі параметри вимірювальної системи:

$K_{11} = K_{21} = 5$ ;  $K_{12} = 0,6$ ;  $K_{13} = 1$ ;  $K_{14} = 0,5$ ;  $K_{22} = 1,25$ ;  $K_{23} = 0,8$ .

Згідно з обраними параметрами вимірювальна система (12) - (13) буде відповідати таким числовим значенням:

$$V_1(t) = 6,666a(t) + 0,4g(t)\sin\alpha(t);$$

$$V_2(t) = 2,083a(t) + 0,25g(t)\sin\alpha(t).$$

Значення параметрів вимірювальної системи можна отримати експериментальним шляхом визначення градувальних характеристик акселерометрів [7]. Спочатку визначають коефіцієнти  $B_1$  і  $B_2$ , коли вимірювальна система знаходиться в нерухомому стані, вертикально на землі. Тоді, наприклад, при вимірюванні отримаємо

$$9,81 B_1 = 3,924, \text{ отже } B_1 = 0,4;$$

$$9,81 B_2 = 2,452, \text{ отже } B_2 = 0,25.$$

Далі, на спеціальному вимірювальному еталонному стенді надають вимірювальній системі еталонне прискорення, наприклад,  $a = 2$

$$17,256 = 2A_1 + 0,4 \cdot 9,81, \text{ отже } A_1 = 6,666;$$

$$1,714 = 2A_2 - 0,25 \cdot 9,81, \text{ отже } A_2 = 2,083.$$

Для розрахунку приведених рівнянь визначимо функції змінних за  $t$ :

$$a(t) = 1 + \exp(0,15t) -$$

нелінійна функція зміни інерційного прискорення (фіг.6);

$$g(t) = 9,81 + \exp(-0,005t) - \text{нелінійна функція зміни гравітаційного прискорення};$$

$$a(t) = 0,785 + 0,308 -$$

нелінійна функція зміни кута тангажа, (фіг.7).

З останнього рівняння слідує, що ракета виконує коливальний рух відносно кута тангажа  $\alpha = 45^\circ$  з амплітудою  $\alpha_{\max} = 17,5^\circ$  і частотою  $f = 0,08$  Гц.

З розрахунком приведених вище залежностей рівняння (12) - (13) будуть відповідати таким рівнянням

$$V_1(t) = 6,666(1 + \exp(0,15t)) + 3,924\exp(-0,005t)\sin(0,785 + 0,308\sin 0,25t)$$

$$V_2(t) = 2,083(1 + \exp(0,15t)) - 2,452\exp(-0,005t)\sin(0,785 + 0,308\sin 0,25t)$$

Приведені рівняння моделювались на ПК. Результати моделювання показані в табл. 1.

Таблиця 1

t, c	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18
a(t), м/с <sup>2</sup>	1	1,35	1,82	2,45	3,35	5,48	7,05	9,16	12,02	15,88
g(t), м/с <sup>2</sup>	9,81	9,71	9,61	9,51	9,41	9,32	9,22	9,13	9,04	8,95
$\alpha^\circ(t)$	45	53,2	59,7	62,5	60,9	55,3	47,4	38,5	29,5	26,3
$\sin\alpha^\circ(t)$	0,707	0,798	0,866	0,882	0,874	0,819	0,731	0,615	0,484	0,438
V <sub>1</sub> (t), мв	9,440	12,098	15,460	19,686	25,620	39,582	49,690	63,305	81,875	107,424
V <sub>2</sub> (t), мв	0,350	0,875	1,711	3,007	4,922	9,506	13,001	17,677	23,944	32,098

Вид зміни функцій  $V_1(t)$  і  $V_2(t)$  показаний на фіг.8. Проведемо, вимірювання за запропонованим способом згідно з рівняннями (15) і (17):

$$a(t=2) = \frac{0,25 \cdot 12,098 + 0,4 \cdot 0,875}{6,666 \cdot 0,25 + 2,083 \cdot 0,4} = \frac{3,374}{2,499} = 1,35$$

$$g(t=2) = \frac{2,083 \cdot 12,098 - 6,666 \cdot 0,875}{(2,083 \cdot 0,4 + 6,666 \cdot 0,25) \cdot 0,798} = \frac{19,368}{1,994} = 9,71$$

$$a(t=4) = \frac{0,25 \cdot 15,460 + 0,4 \cdot 1,711}{2,499} = \frac{4,549}{2,499} = 1,82$$

$$g(t=4) = \frac{2,083 \cdot 15,460 - 6,666 \cdot 1,711}{2,499 \cdot 0,866} = \frac{20,798}{2,164} = 9,61$$

$$a(t=6) = \frac{0,25 \cdot 19,696 + 0,4 \cdot 3,007}{2,499} = \frac{6,123}{2,499} = 2,45$$

$$g(t=6) = \frac{2,083 \cdot 19,686 - 6,666 \cdot 3,007}{2,499 \cdot 0,882} = \frac{20,961}{2,204} = 9,51$$

$$a(t=8) = \frac{0,25 \cdot 25,620 + 0,4 \cdot 4,922}{2,499} = \frac{8,373}{2,499} = 3,35$$

$$g(t=8) = \frac{2,083 \cdot 25,620 - 6,666 \cdot 4,922}{2,499 \cdot 0,874} = \frac{20,556}{2,184} = 9,41$$

$$a(t=10) = \frac{0,25 \cdot 39,582 + 0,4 \cdot 9,506}{2,499} = \frac{13,697}{2,499} = 5,48$$

$$g(t=10) = \frac{2,083 \cdot 39,582 - 6,666 \cdot 9,506}{2,499 \cdot 0,819} = \frac{19,083}{2,046} = 9,32$$

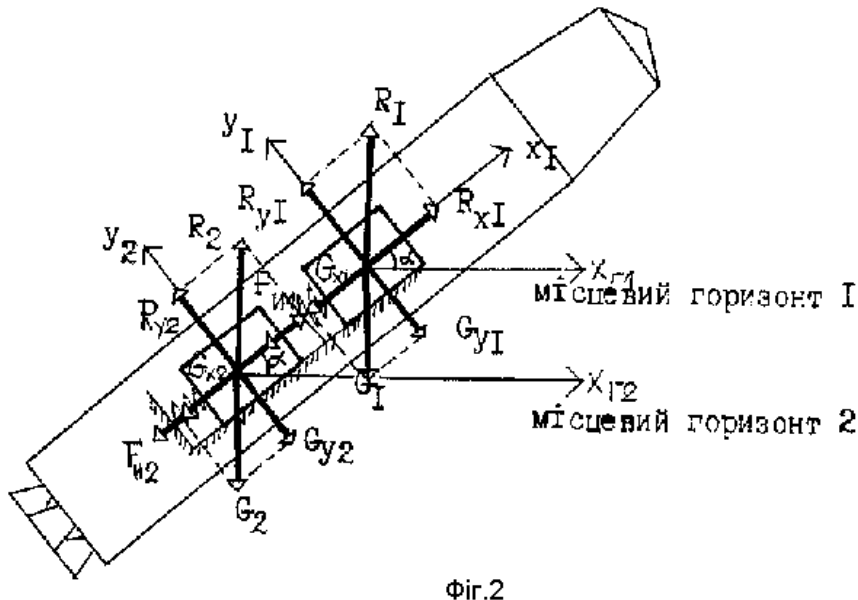
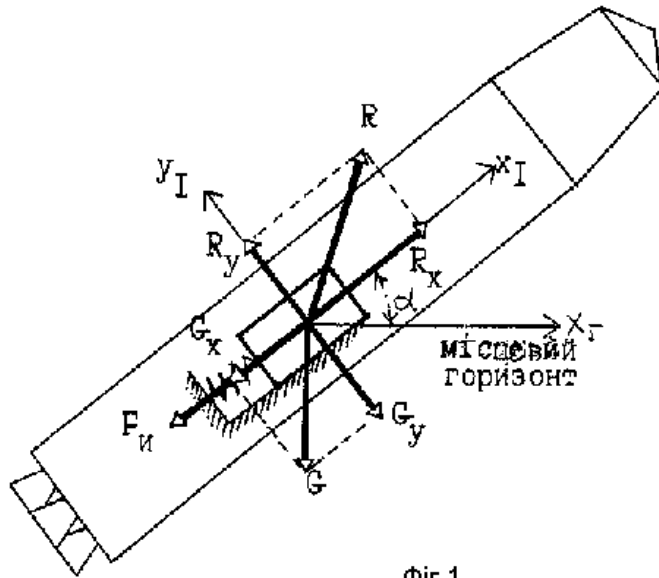
Приведені розрахунки доводять дієвість заявленого способу вимірювання лінійних прискорень балістичних ракет і високу точність вимірювання. При цьому обчислювання гравітаційного прискорення  $g(t)$  для рішення навігаційних задач керування балістичними ракетами на активній ділянці польоту не вимагається. Головна вимога при цьому - вимірювання істинного прискорення, що для поздовжнього прискорення зменшує похибку керування балістичними ракетами за дальністю [8].

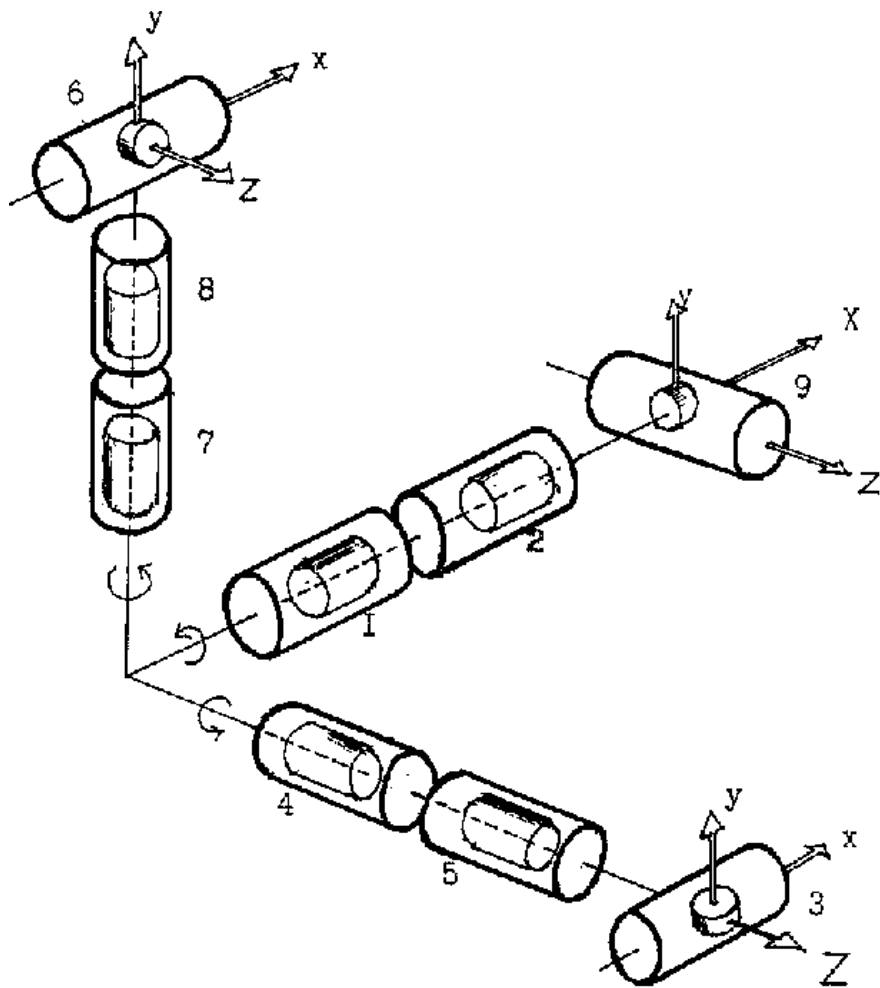
Визначення гравітаційного прискорення здійснюється з науковою метою для побудови та дослідження гравітаційних полів Землі. На ракетах без БЦОМ для здійснення способу можна рекомендувати процесорні

вимірювальні засоби, які докладно описані в [9].

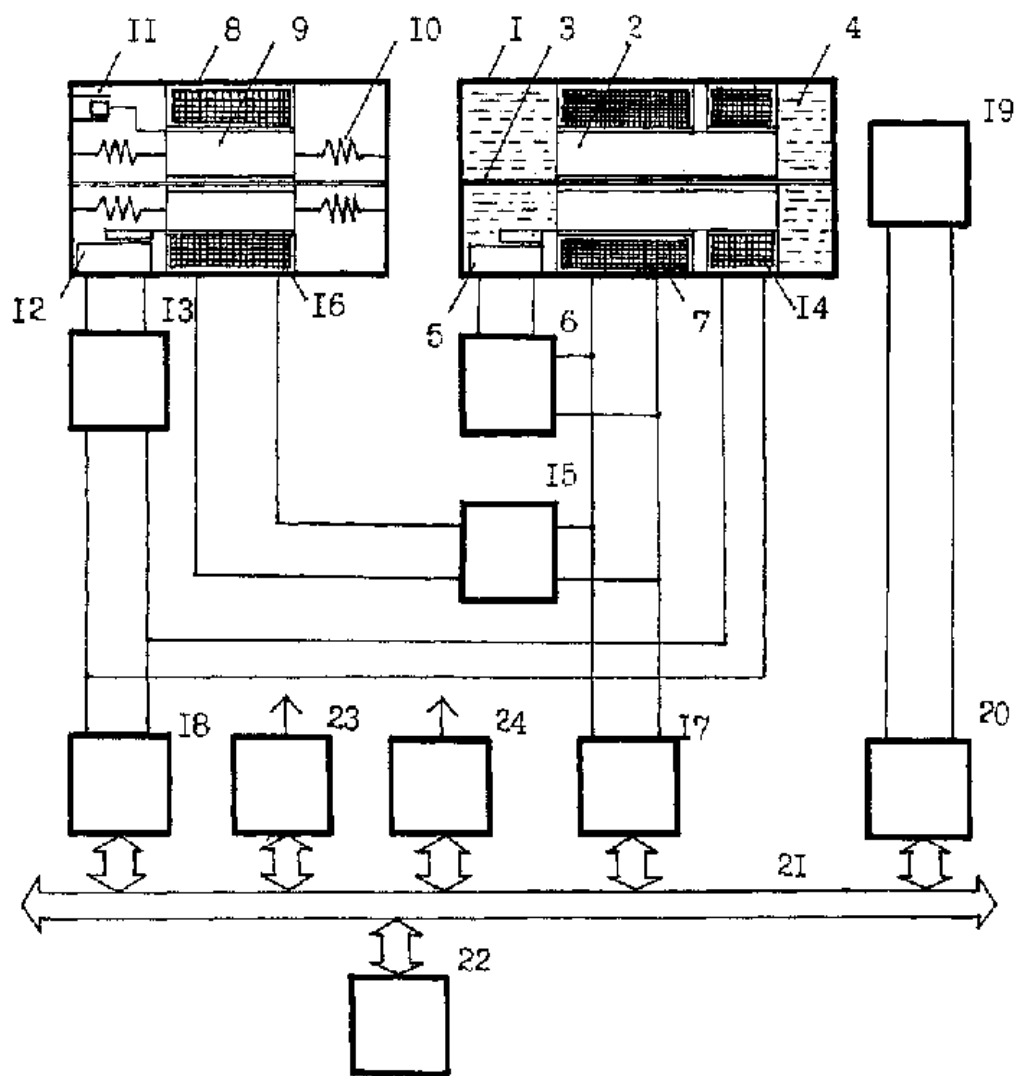
#### Література

1. Физические основы ракетного оружия. - М.: Воениздат, 1972. - с. 188 - 189.
2. Боднер В.А. Приборы первичной информации // Учебник для авиационных вузов. - М.: Машиностроение, 1981. - с. 65 - 68.
3. Назаров Б.И., Хлебников Г.А. Гидростабилизаторы ракет. - М.: Воениздат, 1975. - с. 96 - 98.
4. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / Под ред. акад. Петрова Б.Н. - М.: Машиностроение, 1977. - С. 56.
5. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами. - Изд. 2-е перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1976. - С. 34 - 55.
6. Ягодкин В.В., Хлебников Г.А. Гиросприборы баллистических ракет. - М.: Воениздат, 1967. - С. 88 - 89.
7. Спектор С.А. Электрические измерения физических величин. Методы измерений. - Л.: Энергоатомиздат, 1987. - С. 230 - 233.
8. Жаков А.М. Управление баллистическими ракетами и космическими объектами. - М.: Воениздат, 1974. - С. 49 - 59, 80 - 81.
9. Цветков Э.И. Процессорные измерительные средства. - Л.: Энергоатомиздат, - 1989. - С. 31 - 51.





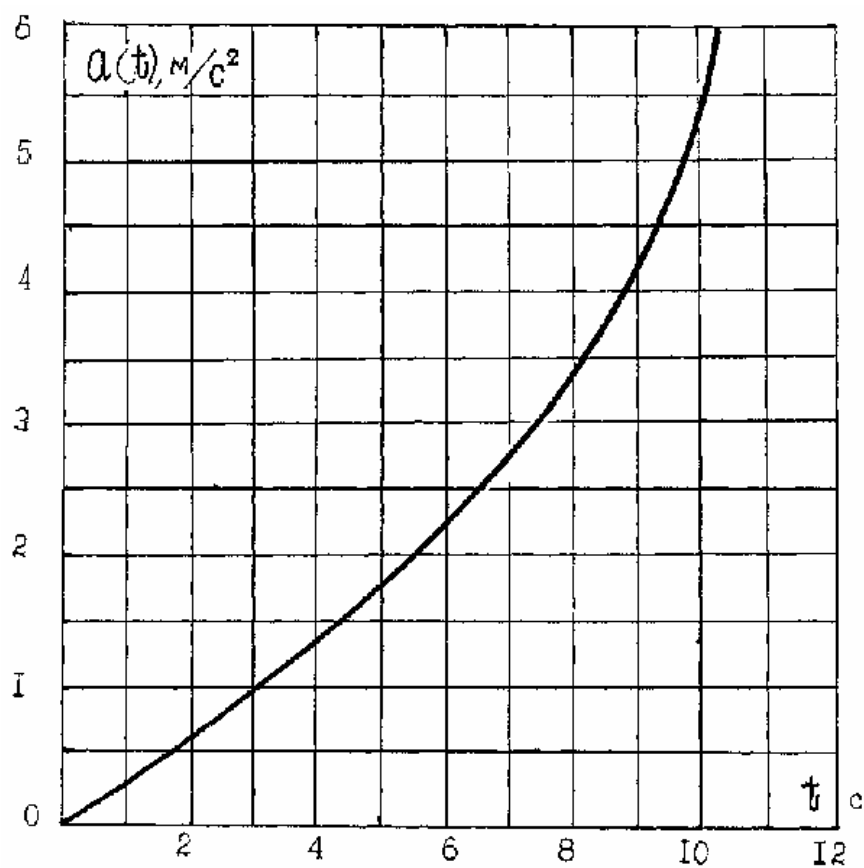
Фиг.3



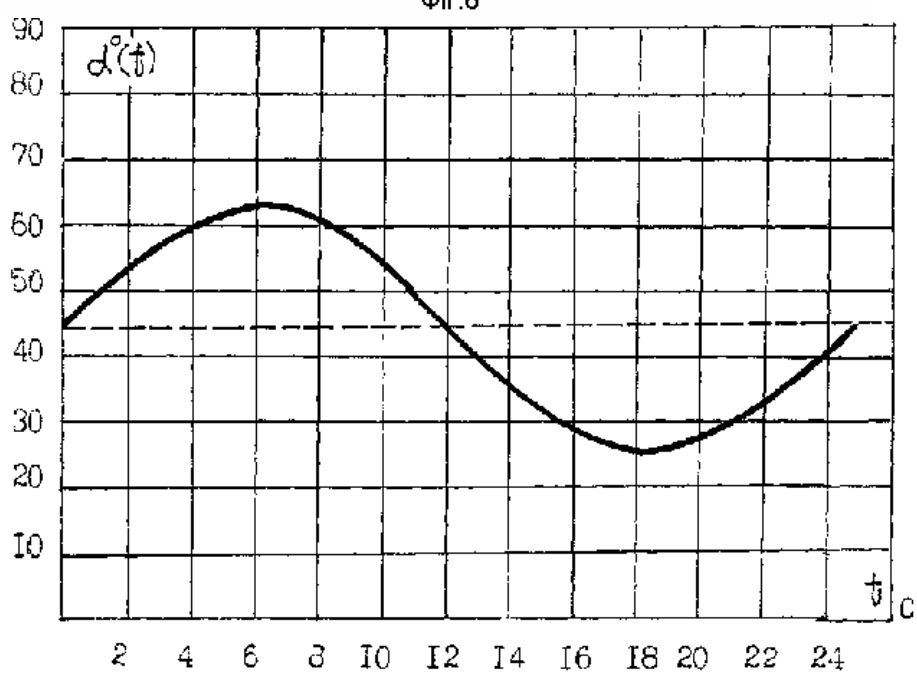
Фиг.4



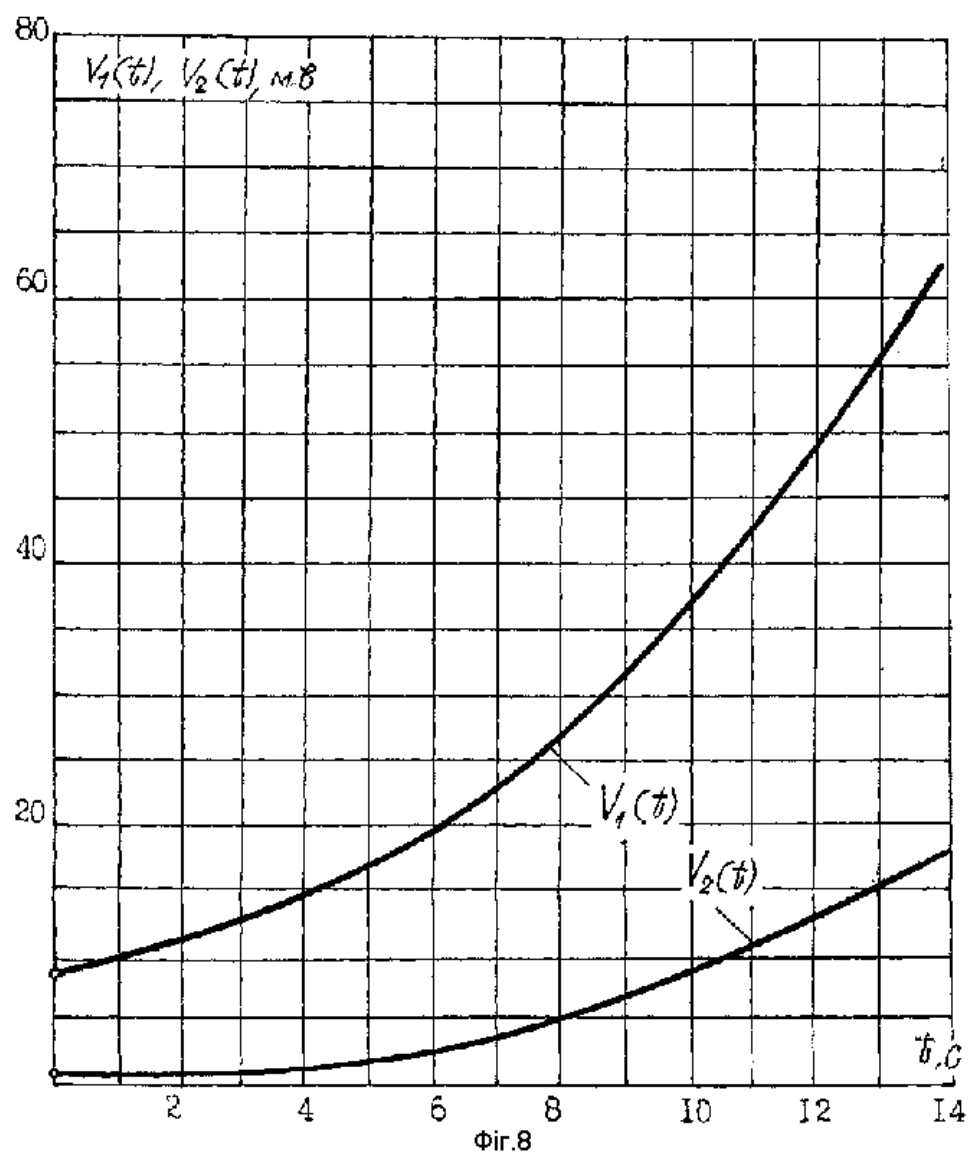




Фиг.6



Фиг.7



Фиг. 8