

УДК 621.833.6; 62-585.18

О. Дубинець¹, докт. техн. наук; Г. Данилишин², канд. техн. наук

¹Національний технічний університет України "КПІ";

²Тернопільський державний технічний університет імені Івана Пулюя

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕХАНІКИ ІНЕРЦІЙНО-ІМПУЛЬСНИХ МЕХАНІЗМІВ З ВХІДНИМ ВОДИЛОМ В СТОПОВОМУ РЕЖИМІ

Подано векторний спосіб визначення абсолютного прискорення дебалансів та обертового моменту на вихідному валу базових плоского та просторового планетарних інерційно-імпульсних механізмів з вхідним водилом.

Властивість природного автоматизму інерційних трансформаторів моменту зумовила пропозицію та розробку значної кількості компоновальних схем інерційно-імпульсних механізмів, насамперед планетарних з вхідним водилом [1]. Будучи структурно неповними диференціальними механізмами з двома ступенями рухливості, вказані конструктивні рішення характеризуються певними технічними протиріччями, вирішення яких вимагає поглиблених теоретичних досліджень, а також їх підтвердження як експериментально, так і шляхом аналітичного вирішення поставленої задачі різними апробованими способами.

Традиційно абсолютну швидкість та абсолютне прискорення центру незбалансованих мас сателітного блоку (дебалансу) планетарного інерційно-імпульсного механізму визначають при розгляді складного руху точки в загальному випадку переносного руху або при розгляді сукупності двох (відносного і переносного)

обертальних рухів твердого тіла [2]. Вказані способи дають можливість на основі відомих кутових швидкостей визначати абсолютне прискорення як суму переносного, відносного та поворотного прискорень. Однак подальше визначення обертового моменту на сателіті вимагає графоаналітичного дослідження, а при дослідженні просторового планетарного інерційно-імпульсного механізму - ускладнене.

Одним з ефективних способів дослідження динаміки інерційно-імпульсного приводу є визначення впливу дебалансів на вихідні ланки планетарного інерційно-імпульсного механізму [3]. Суть його зводиться до визначення рівняння траєкторії дебалансу планетарного інерційно-імпульсного механізму та абсолютного прискорення його центру мас як другої похідної від радіус-вектора. Визначивши силу, що зумовлює дебаланс рухатись певною траєкторією, можна дослідити вплив дебалансу на вихідне колесо планетарного інерційно-імпульсного механізму.

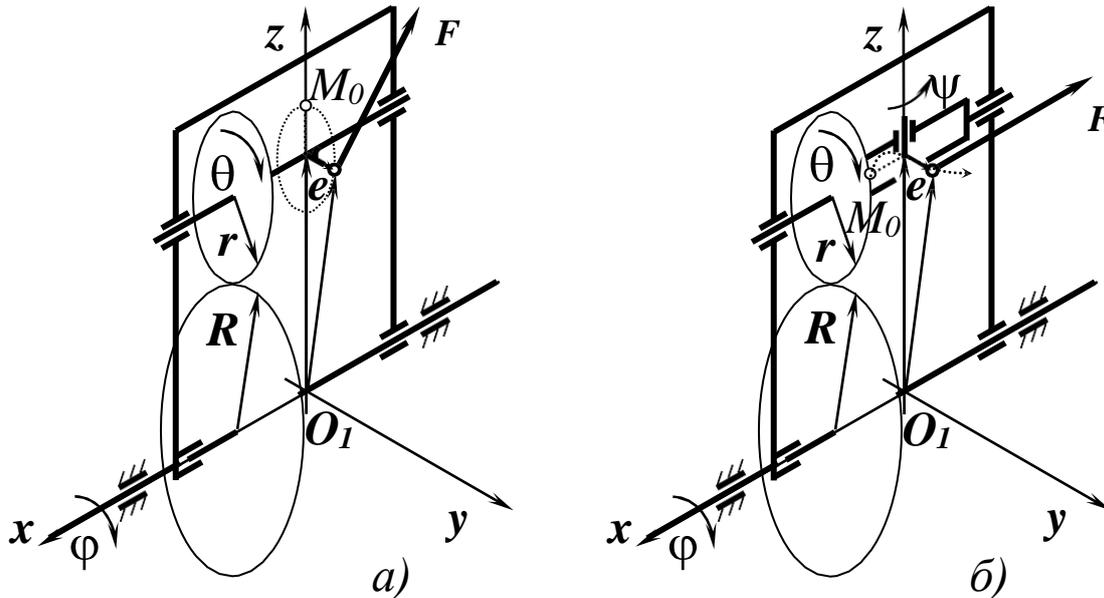


Рис.1. Узагальнені схеми плоского і просторового інерційно-імпульсних механізмів.

При розгляді складного руху дебалансу передбачається розглядати зміну векторних величин в часі щодо систем відліку, що рухаються одна відносно одної. Таким чином, векторний спосіб представлення руху дебалансу (рис.1) дає узагальнені схеми планетарних інерційно-імпульсних механізмів, а визначення обертового моменту як векторного добутку значно спрощує вирішення поставленої задачі.

Для плоского планетарного інерційно-імпульсного механізму [1] з вхідним водилом і жорстко закріпленими дебалансами (рис.1а) характерні точки описуються в стоповому режимі наступним чином:

$O_1(0; 0; 0)$ – точка центральної осі в площині обертання дебалансу (в загальному випадку в площині обертання дебалансу навколо осі сателіта);

$O(0; (R+r)\sin\varphi; (R+r)\cos\varphi)$ – точка осі сателіта в площині обертання дебалансу (в загальному випадку в площині обертання дебалансу навколо осі сателіта);

$M(0; (R+r)\sin\varphi + e \sin(\varphi + \theta); (R+r)\cos\varphi + e \cos(\varphi + \theta))$ – точка центру незбалансованих мас сателітного блоку (дебалансу);

F – кінцева точка вектора сили дії дебалансу (\overline{MF} визначається аналітично),

де R – ділильний радіус вихідного центрального колеса, м;

r – ділильний радіус сателіта, м;

$R + r$ – радіус водила, м;

e – ексцентриситет незбалансованих мас сателітного блоку (дебалансу), м;

φ – кут повороту водила (вхідного вала), °;

θ – кут повороту сателіта (дебалансу відносно осі сателіта), °.

Таким чином, ексцентриситет незбалансованих мас можна подати вектором

$$\overrightarrow{OM} = \{0; e \sin(\varphi + \theta); e \cos(\varphi + \theta)\},$$

а рух дебалансу задати радіус-вектором

$$\overrightarrow{O_1M} = \{0; (R+r)\sin\varphi + e \sin(\varphi + \theta); (R+r)\cos\varphi + e \cos(\varphi + \theta)\}.$$

Враховуючи для планетарного механізму $R = u r$ і $\theta = u \varphi$, де u – передаточне число передачі, виразимо наведені вектори наступним чином:

$$\overrightarrow{OM} = \{0; e \sin((1+u)\varphi); e \cos((1+u)\varphi)\},$$

$$\overrightarrow{O_1M} = \{0; (1+u)r \sin\varphi + e \sin((1+u)\varphi); (1+u)r \cos\varphi + e \cos((1+u)\varphi)\}.$$

Абсолютне прискорення $\overrightarrow{a_m}$ дебалансу визначаємо як другу похідну від радіус-вектора $\overrightarrow{O_1M}$ з врахуванням, що параметри r , e і u сталі:

$$\overrightarrow{a_m} = \{0; -(1+u)r \sin\varphi - e(1+u)^2 \sin((1+u)\varphi); -(1+u)r \cos\varphi - e(1+u)^2 \cos((1+u)\varphi)\}.$$

Тіло масою m отримує прискорення $\overrightarrow{a_m}$ внаслідок дії на нього сили $\overrightarrow{F_m} = m \overrightarrow{a_m}$, а також взаємодіє з іншими тілами (в даному випадку з сателітом) з протилежно направленою силою $\overrightarrow{MF} = -\overrightarrow{F_m}$, тобто дебаланс, рухаючись годографом радіус-вектора $\overrightarrow{O_1M}$, діє на сателіт силою $\overrightarrow{MF} = m(-\overrightarrow{a_m})$:

$$\overrightarrow{MF} = m\{0; (1+u)r \sin\varphi + e(1+u)^2 \sin((1+u)\varphi); (1+u)r \cos\varphi + e(1+u)^2 \cos((1+u)\varphi)\}.$$

Таким чином, вплив дебалансу на сателіт можна задати обертовим моментом $\overrightarrow{T_m} = \overrightarrow{OM} \times \overrightarrow{MF}$ як векторним добутком ексцентриситету незбалансованих мас (вектор \overrightarrow{OM}) та сили зі сторони дебалансу (вектор \overrightarrow{MF})

$$\begin{aligned} \overrightarrow{T_m} &= m \begin{vmatrix} i & j & k \\ 0 & e \sin((1+u)\varphi) & e \cos((1+u)\varphi) \\ 0 & (1+u)r \sin\varphi + e(1+u)^2 \sin((1+u)\varphi) & (1+u)r \cos\varphi + e(1+u)^2 \cos((1+u)\varphi) \end{vmatrix} = \\ &= m [e \sin((1+u)\varphi) [(1+u)r \cos\varphi + e(1+u)^2 \cos((1+u)\varphi)] - \\ &\quad - e \cos((1+u)\varphi) [(1+u)r \sin\varphi + e(1+u)^2 \sin((1+u)\varphi)]] \bar{i}. \end{aligned}$$

Як видно з рис.2, для одиничних маси m і радіуса r (дані припущення не змінюють загальну тенденцію формування обертового моменту, даючи можливість ефективно використовувати пакет MathCAD) при передбачуваних параметрах планетарного механізму ($u = 3$, $e = 0,5 r$) обертовий момент

$$\overrightarrow{T_m} = 0,5 \sin(4\varphi) (4 \cos\varphi + 8 \cos(4\varphi)) - 0,5 \cos(4\varphi) (4 \sin\varphi + 8 \sin(4\varphi))$$

синусоїдний симетричний.

З врахування передаточного числа u планетарного механізму та кількості сателітів n визначаємо обертовий момент $\overrightarrow{T} = n u \overrightarrow{T_m}$ на виході передачі.

Варто відзначити, що на обертання сателітів впливає також сила тертя кочення зі сторони підшипників та сила опору зі сторони мастильних матеріалів, проте їх впливом (причому позитивним з точки зору асиметричності обертового моменту в сторону позитивних імпульсів) можна знехтувати. Позитивним для нейтралізації негативних

імпульсів було б осьове навантаження підшипників сателітного блоку, а також центральних підшипників (останніх, щоправда, лише в період негативних імпульсів в стоповому режимі). Однак плоске переміщення дебалансів такого навантаження не передбачає (при вертикальному розміщенні механізму осьовим навантаженням на підшипники, зумовленим вагою деталей механізму, можна знехтувати).

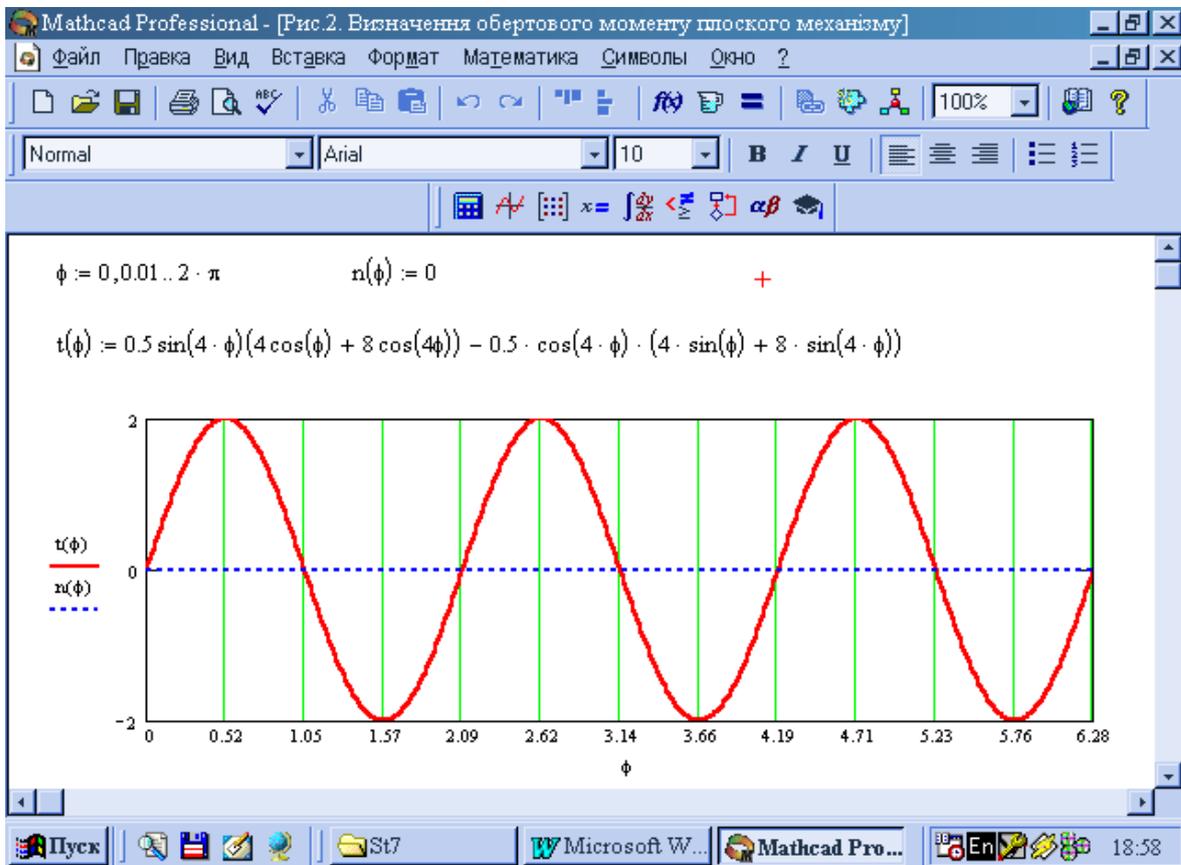


Рис.2. Визначення обертового моменту на виході плоского механізму

Для просторового планетарного інерційно-імпульсного механізму [4] з вхідним водилом і орієнтовано рухомими дебалансами (рис.1б) характерні точки описуються в стоповому режимі наступним чином:

$O_1(0; 0; 0)$; $O(0; (R+r)\sin\phi; (R+r)\cos\phi)$ – аналогічно плоскому механізму;

$M(e \cos\psi; (R+r)\sin\phi + e \sin(\phi + \theta) \sin\psi; (R+r)\cos\phi + e \cos(\phi + \theta) \sin\psi)$,

де ψ - кут повороту дебалансу у відносному русі, $^\circ$.

Таким чином, ексцентриситет незбалансованих мас можна подати вектором

$$\overrightarrow{OM} = \{ (e \cos\psi; e \sin(\phi + \theta) \sin\psi; e \cos(\phi + \theta) \sin\psi) \},$$

а рух дебалансу задати радіус-вектором

$$\overrightarrow{O_1M} = \{ e \cos\psi; (R+r)\sin\phi + e \sin(\phi + \theta) \sin\psi; (R+r)\cos\phi + e \cos(\phi + \theta) \sin\psi \}.$$

Враховуючи прийняті припущення і особливості компоувальної схеми, зокрема рівність кутових швидкостей сателіта і дебалансу відносно своїх осей, виразимо наведені вектори наступним чином:

$$\overrightarrow{OM} = \{ e \cos(u\phi); e \sin((1+u)\phi) \sin(u\phi); e \cos((1+u)\phi) \sin(u\phi) \},$$

$$\overrightarrow{O_1M} = \{ e \cos(u\phi); (1+u)r \sin\phi + e \sin((1+u)\phi) \sin(u\phi);$$

$$(1+u)r \cos\phi + e \cos((1+u)\phi) \sin(u\phi) \}.$$

Для одиничних маси m і радіуса r при передбачуваних параметрах планетарного механізму ($u = 3, e = 0,5 r$) визначаємо з використанням пакета MathCAD абсолютне прискорення \vec{a}_m дебалансу (рис.3), звідки обчислюємо момент сили \vec{MF} відносно точки O :

$$\vec{T}_M = m \begin{vmatrix} i & j & k \\ e \cos(3\varphi) & e \sin(4\varphi) \sin(3\varphi) & e \cos(4\varphi) \sin(3\varphi) \\ -v(\varphi) & -w(\varphi) & -f(\varphi) \end{vmatrix} =$$

$$= m [(e \cos(4\varphi) \sin(3\varphi) w(\varphi) - e \sin(4\varphi) \sin(3\varphi) f(\varphi)) \vec{i} +$$

$$+ (e \cos(3\varphi) f(\varphi) - e \sin(4\varphi) \sin(3\varphi) v(\varphi)) \vec{j} +$$

$$+ (e \cos(4\varphi) \sin(3\varphi) v(\varphi) - e \cos(3\varphi) w(\varphi)) \vec{k}],$$

де $v(\varphi) = (0,5 \cos 3\varphi)''$; $w(\varphi) = (4 \sin\varphi + 0,5 \sin(4\varphi) \sin(3\varphi))''$;

$f(\varphi) = (4 \cos\varphi + 0,5 \cos(4\varphi) \sin(3\varphi))''$ - декартові координати прискорення \vec{a}_m .

На відміну від плоского механізму, момент сили \vec{T}_M напрямлений не вздовж осі обертання сателіта. В цьому випадку необхідно дослідити проєкції моменту сили на осі координат, зокрема на вісь Ox (рис.3).

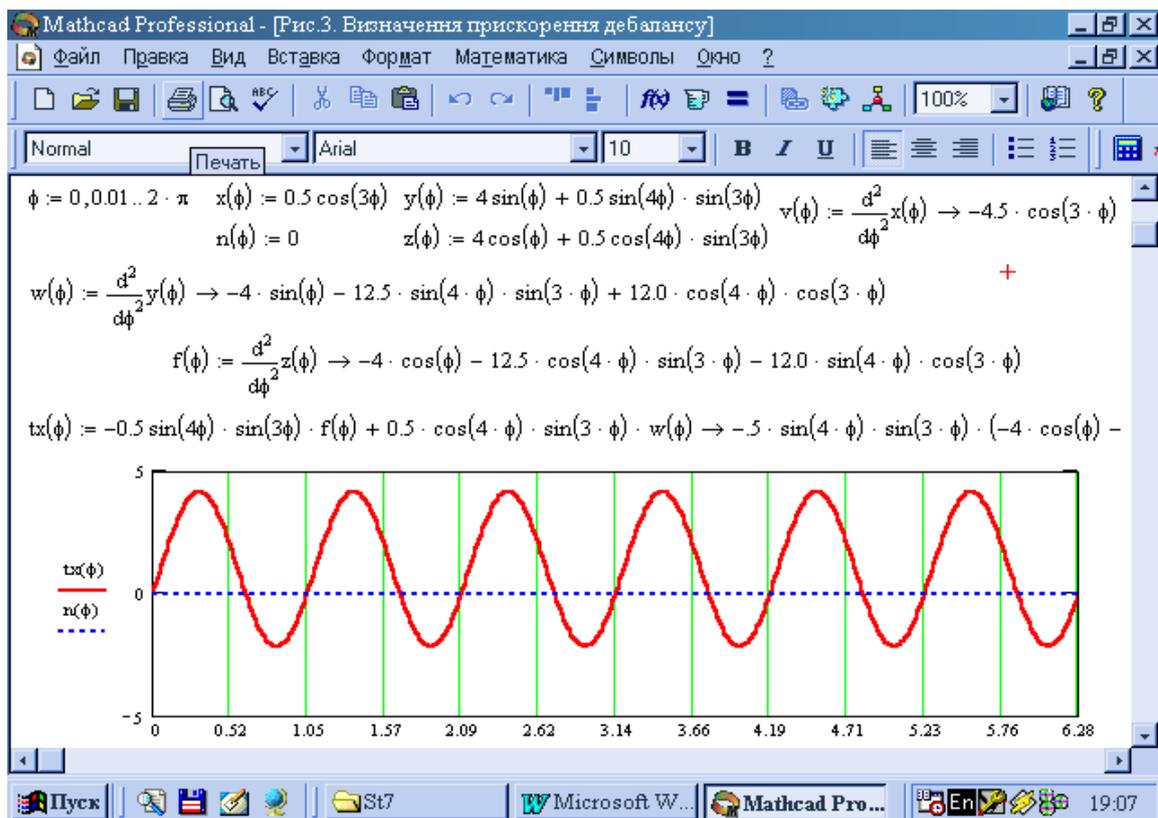


Рис.3. Визначення проєкції моменту сили на вісь Ox просторового механізму

Отримана асиметричність (рис.3) проєкції моменту сили на вісь обертання сателіта (позитивні імпульси в два рази перевищують негативні) дає оптимістичні сподівання на можливість роботи передачі без перетворювача руху (механізму вільного ходу на виході).

Наведені залежності (рис.4) проєкцій моменту сили на осі Oy і Oz від кута повороту вхідного вала не дають однозначної відповіді щодо впливу дебалансу на обертання сателіта через привод дебалансу. Це зумовлює визначення проєкції моменту сили на рухому вісь обертання дебалансу при конкретному компонованні приводу

дебалансу і врахування її як складової обертового моменту на вихідному валу, а також дослідження впливу сили \overline{MF} на формування сили тертя при осьовому навантаженні підшипників (осі обертання дебалансу, сателітного блоку та центральних), що вимагає окремого дослідження.

Таким чином, описані дослідження дають можливість на основі визначення векторним способом абсолютного прискорення центру незбалансованих мас сателітного блоку спростити динамічний розрахунок інерційно-імпульсного приводу в стоповому режимі з поясненням фізичної природи формування обертового моменту.

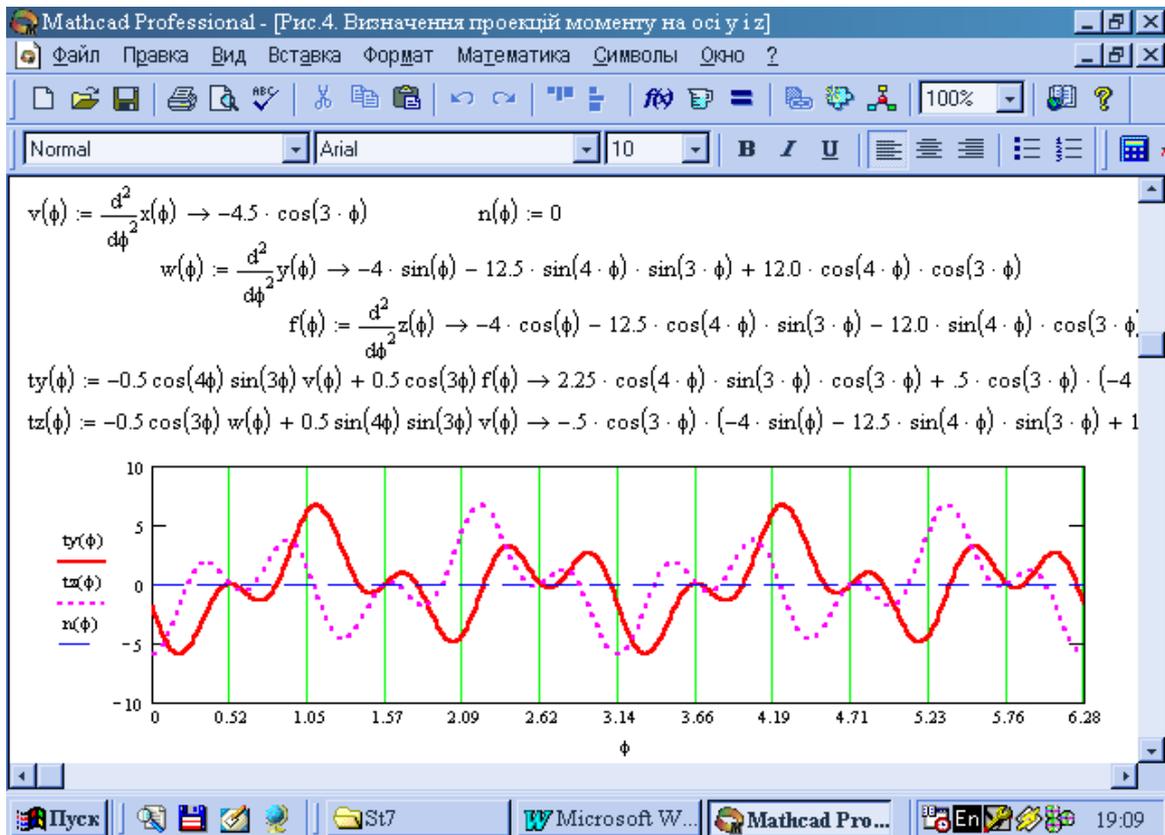


Рис.4. Визначення проєкцій моменту сили на осі Oy і Oz просторового механізму

The vector way of debalances absolute acceleration and rotary moment determination on the output shaft of base flat and spatial planetary inertial-pulsed mechanisms with input carrier is presented.

Література

1. Нагорняк С.Г., Данилишин Г.М. Аналіз компоновальних схем і шляхи покращення працездатного стану інерційних планетарних трансформаторів обертового моменту// Вісник Тернопільського державного технічного університету. - Тернопіль: ТДТУ.-2000.- Т.5. - №1.- С. 62- 69.
2. Никитин Н.Н Курс теоретической механики.-5-е изд. – М.: Высш.шк., 1990.-607 с.
3. Данилишин Г.М. Особливості динаміки інерційно-імпульсних силових приводів мобільних машин в стоповому режимі // Матеріали 1-ї міжнародної науково-технічної конференції "Динаміка, міцність і надійність сільськогосподарських машин". - Тернопіль, 2004.
4. Патент України на винахід № 36321 С2, МПК F16H31/00, F16H33/14, B60K17/08. Інерційний планетарний трансформатор моменту/ Г.М.Данилишин (Україна).- № 99126557; Заявл. 02.12.99; Опубл. 15.04.2003, Бюл. № 4.-2003.-3 с.
E-mail: Danylyshyn@tu.edu.te.ua

Одержано 16.09.2004 р.