

УДК 621.833.6; 62-585.18

Г.Данилишин

Тернопільський державний технічний університет імені Івана Пулюя

**ВІДЦЕНТРОВІ СИЛИ В ІНЕРЦІЙНОМУ ПЛАНЕТАРНОМУ
ТРАНСФОРМАТОРІ МОМЕНТУ ТА УМОВИ ФОРМУВАННЯ
ЗНАКОПОСТІЙНОГО ОБЕРТОВОГО МОМЕНТУ
БЕЗПОСЕРЕДНЬО НА ВИХОДІ ПЛАНЕТАРНОГО
ІМПУЛЬСНОГО МЕХАНІЗМУ**

У статті подано аналітичне обґрунтування можливості та умов формування знакопостійного обертового моменту інерційними планетарними трансформаторами моменту, зокрема безпосередньо на виході планетарного імпульсного механізму. Проаналізовано відцентрові сили, що виникають при роботі вказаних передач, та їх роль у забезпеченні динамічних зв'язків в інерційно-імпульсних приводах. Відзначено особливості кінематики планетарних імпульсних механізмів з вхідним і з вихідним водилом та врахування їх у запропонованих технічних рішеннях.

З моменту пропозиції перших інерційно-імпульсних планетарних передач з метою автоматичного безступеневого регулювання обертового моменту та обертів на робочих органах залежно від навантаження на них (а також вхідних обертів) трактуються різні, часто суперечні висловлювання та точки зору на можливість трансформації обертового моменту вказаними передачами на основі тільки планетарного імпульсного механізму (без механізмів вільного ходу або, як інколи називають, "опори" виходу на корпус) [1,2].

У зв'язку з цим виникає проблема при уточненні окремих традиційно вживаних термінів та припущень, на основі яких ґрунтуються певні переконання, насамперед, "сили інерції" та "відцентрові сили інерції".

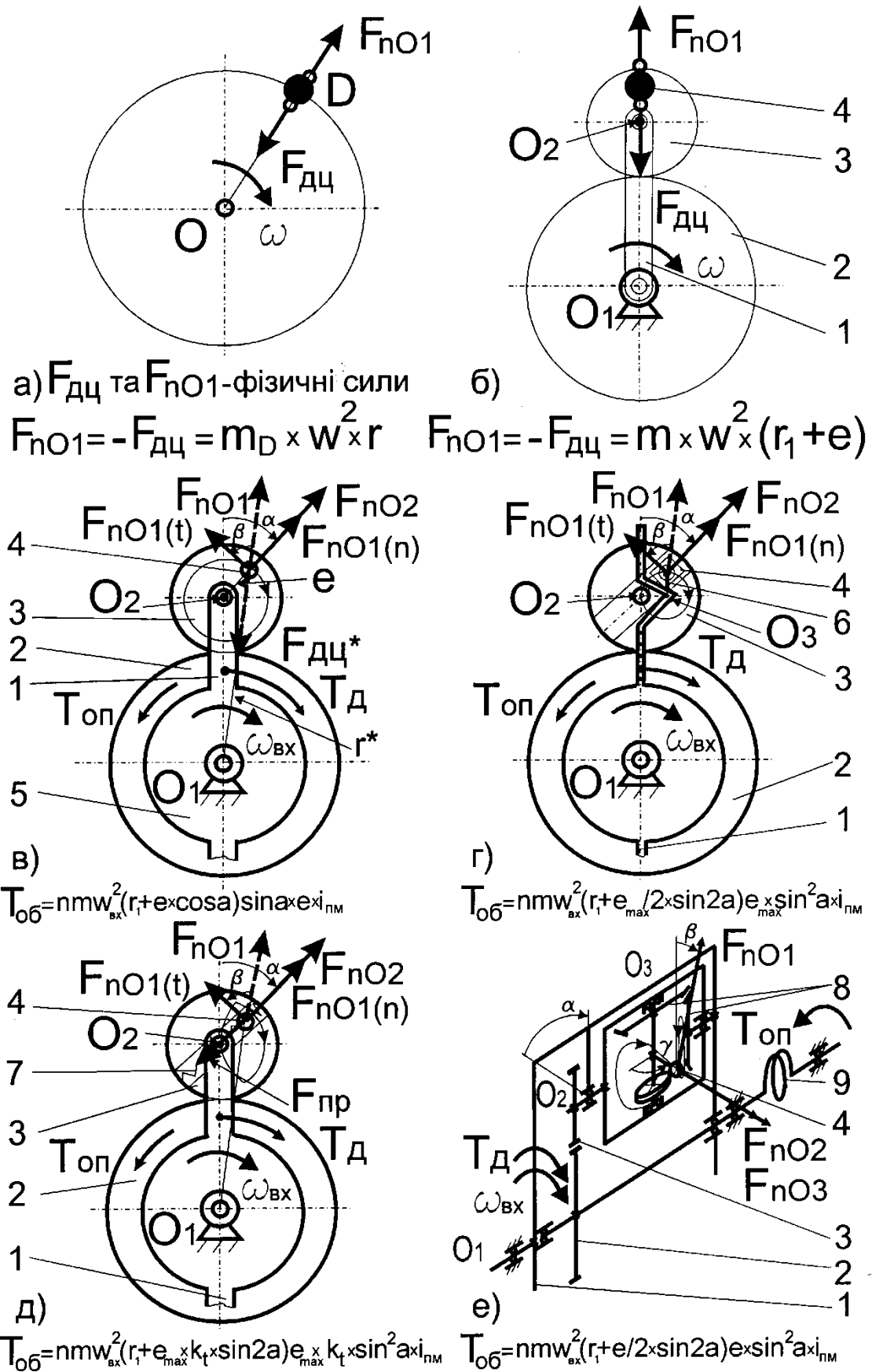


Рис. 1. Особливості формування обертового моменту планетарними імпульсними механізмами з вхідним водилом

Розглянемо один із простих видів рівномірного руху точкового тіла D (рис.1а) масою m_D по колу радіусом r відносно абсолютно нерухомої точки O [3]. Згідно з основним законом динаміки відмінний від прямолінійного рівномірного руху рух тіла підтримується доцентровою силою

$$F_{\text{доц}} = m_D \cdot a = m_D \cdot v^2 / r = m_D \cdot \omega^2 \cdot r,$$

де a – доцентрове прискорення, $m \cdot \text{с}^2$;

v – швидкість руху тіла, $m/\text{с}$;

ω – кутова швидкість, с^{-1} .

Незалежно від причин, що зумовлюють виникнення вказаної сили, доцентрова сила $F_{\text{доц}}$ є фізичною. У свою чергу, тіло протидіє такою ж за модулем, але протилежно спрямованою фізичною силою

$$F_{\text{н01}} = -F_{\text{доц}},$$

яку називають відцентровою силою, відцентровою силою інерції або нормальною силою інерції.

Як не парадоксально, але саме цю фізичну відцентрову силу І.Ньютон назвав силою інерції [3], маючи, звичайно, повне право це зробити, адже протидія виражає інертність, інертний опір тіла чи матеріальної точки зміні своєї абсолютної швидкості. Непорозуміння й проблеми виникли пізніше, коли ньютонова фізична сила інерції (далі називатимемо її відцентровою силою) виявилася векторно рівною зовсім не фізичним, пізніше введеним у механіку даламберовій силі інерції та ейлеровій переносній силі інерції при відносному спокої.

Розглянемо планетарну імпульсну передачу, наприклад, імпульсний механізм Х.Хоббса [1] на основі неповного диференціального механізму з двома ступенями рухливості [4] з вхідним водилом 1 (рис.1б), вихідною центральною шестернею 2, щонайменше двома сателітами 3 з жорстко зв'язаними з ними дебалансами 4 (вказані позначення прийняті і для наступних схем рис.1). Рівномірне обертання дебалансу 4 масою m відносно нерухомої точки O_1 забезпечується доцентровою силою $F_{\text{доц}}$, тільки посередником між ним і нерухомою точкою O_1 є водило 1 і сателіт 3. У свою чергу, дебаланс 4 протидіє відцентровою силою

$$F_{\text{н01}} = -F_{\text{доц}} = m \cdot \omega^2 (r_1 + e),$$

де r_1 - радіус водила 1, m ;

e - ексцентриситет дебалансу 4, m ,

як реакцією на спробу сателіта 3 вивести його зі стану спокою або рівномірного прямолінійного руху.

Дообладнаємо водило 1 маховиком 5 (рис.1в), надамо йому вхідних обертів $\omega_{\text{вх}}$, а вихідній центральній шестерні 2 механізму надамо незначного постійного навантаження $T_{\text{он}}$, яке дозволяє рівномірно обертатися системі, і розглянемо умови, при яких можливий вказаний рух.

Дебаланс 4 рівномірно обертається згідно з прийнятим припущенням навколо вісі O_1 (щоправда, по колу меншого радіуса r^* , оскільки сателіт 3 повернеться навколо своєї вісі O_2 на певний кут α), що дозволяє припустити про вплив на нього доцентрової сили

$$F_{\text{доц}}^* = m \cdot \omega_{\text{вх}}^2 \cdot r^*,$$

трохи меншою за $F_{\text{доц}}$ (рис.1б). Дебаланс 4 протидіє відцентровою силою

$$F_{\text{н01}} = -F_{\text{доц}}^*,$$

і її складова $F_{\text{н01}(t)}$ утворює на сателіті 3 момент протидії

$$F_{\text{н01}(t)} \cdot e$$

на момент (при одному сателіті 3)

$$F_{23} \cdot r_3 = T_{on} / i_{nm},$$

де F_{23} – зусилля на сателіті 3 з боку вихідної центральної шестерні 2, H ;

r_3 – радіус ділильного кола сателіта 3, m ;

i_{nm} – передаточне відношення планетарного механізму, зупиняючи при цьому сателіті 3.

При цьому слід врахувати, що для зрівноваження системи необхідно впроваджувати щонайменше два сателіти 3 і до водила 1 прикласти при n сателітах крутний момент

$$T_o = -T_{on} = n \cdot F_{n01(t)} \cdot e \cdot i_{nm},$$

інакше механізм зупиниться.

Таким чином, відцентрова сила F_{n01} як результат протидії дебалансу 4 на вплив з боку планетарного механізму, зупиняючи сателіті 3, формує на вихідній центральній шестерні 2 механізму обертовий момент

$$T_{об} = T_o = -T_{on} = n \cdot F_{n01(t)} \cdot e \cdot i_{nm},$$

причому величина $T_{об}$ автоматично задається кутом α повороту сателіта 3 для забезпечення рівноваги системи.

Якщо максимальне значення

$$n \cdot F_{n01(t)} \cdot e = n \cdot F_{n01} \cdot e$$

при певних вхідних обертах $\omega_{вх}$ менше за T_{on} / i_{nm} , система виходить з рівноваги, що вимагає збільшення вхідних обертів (або зменшення навантаження на виході).

При цьому відцентрова сила F_{n01} (її складова $F_{n01(t)}$) при виході системи з рівноваги залишається основною формуючою силою обертового моменту $T_{об}$ у режимі холостого ходу, який об'єднує два перехідних процеси

від $T_{об} < T_{on}$ до $T_{об} = 0$ і навпаки.

У цьому випадку $T_{об}$ залежить також від інших параметрів, охарактеризованих далі.

Вказана закономірність спостерігається також у режимі трансформації моменту, оскільки останній (для планетарних імпульсних механізмів з вхідним водилом) є послідовним чергуванням режимів динамічної муфти (рівноваги) і холостого ходу при

$$T_{on} > T_{dmax},$$

де T_{dmax} - максимально допустимий крутний момент привідного двигуна, $H \cdot m$ (баланс потужності на вході приводу в цьому випадку забезпечується впровадженням вхідного маховика [5]).

Варто також відзначити, що для передач із жорстко закріпленими на сателітах 3 дебалансами 4 (рис.1в) характерний період негативного імпульсу обертового моменту на вихідну центральну шестерню 2 (при $\alpha = 180^\circ \div 360^\circ$) як результат протидії дебалансів 4 силою F_{43} на вплив на них відповідних сателітів 3. Оскільки протягом цього періоду система не перебуває в умовах рівноваги (рівномірного руху дебалансів 4 по колу), то припущення

$$F_{43} = F_{n01(t)}$$

матиме значну похибку. Однак його застосовують [1], оскільки негативний імпульс обертового моменту не використовується, а гаситься корпусним механізмом вільного ходу на "опору", позитивно впливаючи, щоправда, на вхід приводу [5].

Дослідження перехідних процесів вимагає врахування фізичних відцентрових сил F_{n02} відносно вісі сателіту O_2 (які впливають у цьому випадку лише на вхід планетарного імпульсного механізму і не формують обертового моменту безпосередньо), тангенціальних сил інерції (насамперед F_{t02}) та моментів інерції

кожної ланки механізму, а також особливостей їх руху. Тому для забезпечення працездатності на всіх режимах роботи передачі поряд з врахуванням динамічної умови

$$T_{вх} \cdot \omega_{вх} = T_{вих} \cdot \omega_{вих}$$

необхідно врахувати кінематичні особливості, насамперед забезпечити можливість нерівномірного обертання сателітів 3 (а також вихідної центральної шестерні 2)

$$\text{від } \omega_{сат} = i_{nm} (\omega_{вх} - \omega_{вих}) = 0 \quad \text{до} \quad \omega_{сат} = i_{nm} \cdot \omega_{вх} .$$

При жорсткому закріпленні (рис.1в) дебалансів 4 на сателітах 3 обертовий момент $T_{об}$ можна виразити функцією кута α повороту сателіта 3

$$\begin{aligned} T_{об} &= n \cdot F_{n01(t)} \cdot e \cdot i_{nm} = n \cdot F_{n01} \cdot \cos \beta \cdot e \cdot i_{nm} = n \cdot F_{n01} \cdot \sin \alpha \cdot e \cdot i_{nm} = \\ &= n \cdot m \cdot \omega_{вх}^2 \left(r + e \cdot \cos \alpha \right) \cdot \sin \alpha \cdot e \cdot i_{nm} , \end{aligned}$$

де β – кут між F_{n01} і $F_{n01(t)}$

(враховуючи $i_{nm} = 3 \div 5$, прийняте припущення $\cos \beta = \sin \alpha$ дає незначну похибку).

Аналогічні характеристики планетарного імпульсного механізму в загальному вигляді можна отримати на основі рівняння Лагранжа 2-го роду для систем з динамічними зв'язками [6] та для систем із змінними масами при внутрішньому русі їх окремих частин [7].

На вихідну центральну шестерню 2 діє, таким чином, обертовий момент $T_{об}$ з боку сателітів 3 та навантаження $T_{он}$. Співвідношення між $T_{об}$ та $T_{он}$, а також $T_{он}$ та $T_{о,мах}$ визначають режими роботи передачі. Негативний імпульс $T_{об}$ ($\sin \alpha < 0$ при $\alpha = 180^\circ \div 360^\circ$) гаситься корпусним механізмом вільного ходу. Кінематичні особливості враховуються вихідним механізмом вільного ходу або торсіоном [1,2,5].

Надамо дебалансові 4 (рис.1г) можливості переміщуватися відносно сателіта 3 у площині, паралельній до торця сателіта 3 (наприклад, за допомогою допоміжного зв'язку дебалансу 4 з водилом 1 шатуном 6), з можливістю впливу дебалансу 4 на сателіт 3 силою $F_{n01(t)}$.

На основі попередніх міркувань, на вихідну центральну шестерню 2 з боку сателітів 3 діє обертовий момент

$$T_{об} = n \cdot F_{n01(t)} \cdot e \cdot i_{nm} .$$

Оскільки у цьому випадку

$$F_{n01(t)} = F_{n01} \cdot \cos \beta = F_{n01} \cdot \sin \alpha = m \cdot \omega_{вх}^2 \left(r + \frac{e_{max} \cdot \sin 2\alpha}{2} \right) \cdot \sin \alpha ,$$

одержимо

$$T_{об} = n \cdot m \cdot \omega_{вх}^2 \left(r + \frac{e_{max} \cdot \sin 2\alpha}{2} \right) \cdot e \cdot \sin^2 \alpha \cdot i_{nm} ,$$

що дає підстави аналітично ($\sin^2 \alpha > 0$) підтвердити відсутність негативного імпульсу $T_{об}$ і, відповідно, зняти необхідність використання корпусного механізму вільного ходу (“опори” на корпус на виході).

Не потрібно, однак, забувати у цьому випадку про вплив дебалансів 4 на водило 1 через шатуни 6, а також враховувати кінематичні особливості та умови забезпечення балансу потужності на вході приводу [2,5], що передбачено конструктивним рішенням [8].

Спроби зорієнтувати дебаланси тільки відцентровими силами F_{n01} та F_{n02} (без допоміжного зв'язку дебалансів з водилом) виявилися малоефективними, насамперед через непередбаченість переміщення (“залягання”) дебалансів [2]. Це зумовило необхідність удосконалення конструкції за рахунок співвісного з відповідним сателітом 3 (рис.1д) підпружинення дебалансів 4 пружинами 7 [2,9]. Формування обертового моменту $T_{об}$ зумовлене в цьому випадку впливом технологічних параметрів (жорсткість пружин, форма дебалансу, особливості зв'язку дебалансів з сателітами [2],

площина розміщення планетарного імпульсного механізму та ін.), насамперед на параметр “ e ”, що враховує коефіцієнт k_t

$$T_{об} = n \cdot m \cdot \omega^2 \left(r + e \cdot k_t \cdot \sin 2\alpha \right) \cdot e \cdot k_t \cdot \sin^2 \alpha \cdot i_{nm},$$

що вимагає підбору комбінацій ряду параметрів та експериментального підтвердження.

Розглянемо один з просторових планетарних імпульсних механізмів [10], що передбачає обертання дебалансів 4 (рис.1ε) в одній з діаметральних площин відповідного сателіту 3 з рівною з сателітом 3 кутовою швидкістю за рахунок допоміжного зв'язку кожного з дебалансів 4 з водилом 1 конічною передачею 8 з передаточним відношенням, що дорівнює одиниці. Оскільки плече e^* дії сили $F_{n01(t)}$ у цьому випадку

$$e^* = e \cdot |\sin \gamma| = e \cdot |\sin \alpha|,$$

де γ - кут повороту дебалансу 4 відносно вісі O_3 ,

обертний момент можна виразити як

$$T_{об} = n \cdot \gamma \cdot F_{n01} \left| \cos \beta \right| \cdot e \cdot |\sin \gamma| \cdot i_{nm} = \\ = n \cdot m \cdot \omega^2 \left(r + \frac{1}{2} \cdot \sin 2\alpha \right) \cdot e \cdot \sin^2 \alpha \cdot i_{nm}.$$

Таким чином, за певних умов інерційні планетарні трансформатори обертового моменту з вхідним водилом здатні формувати знакопостійний обертний момент безпосередньо на виході планетарного імпульсного механізму. Проте забезпечення перехідних процесів зумовлює обмеження маси сателітів і вихідної центральної шестерні та впровадження для них синхронізаційних (наприклад, кулачкових підпружинених) механізмів, а також включення на виході пружної ланки 9 (наприклад, торсіону) [1,2,5]. Наявність вихідного коливного контуру передбачає появу періодичних коливань та резонансних явищ, що, звичайно, зумовлює необхідність врахування їх впливу при теоретичному дослідженні, а також експериментального підтвердження.

Трохи інакше попереднє теоретичне дослідження передбачає аналіз інерційних трансформаторів обертового моменту на основі планетарного імпульсного механізму з вихідним водилом (імпульсного механізму Чалмерса) [1,5].

Формування обертового моменту в цьому випадку зумовлене впливом на вихідне водило відцентрових сил відносно вісей сателітів та гальмуванням відцентровими силами відносно вісі водила сателітів після виходу приводу зі стопового режиму. Планетарні імпульсні механізми із сонячною вхідною шестернею 2 (рис.2а) характеризуються неузгодженістю дій вказаних сил (для схем рис.2 прийняті такі позначення: вихідне водило 1, вхідна центральна шестерня 2, сателіти 3, дебаланси 4). Як показали теоретичні та експериментальні дослідження інерційних планетарних трансформаторів обертового моменту з жорстко закріпленими дебалансами [1], у випадку використання планетарних імпульсних механізмів з епіциклічною вхідною шестернею 2 (рис.2б) також ускладнений вихід приводу на режим динамічної муфти, що поряд з низькою довговічністю поставило під сумнів їх конкурентоздатність з іншими інерційними імпульсними передачами.

Для вказаних передач (рис.2б) відцентрові сили F_{n02} і F_{n01} формують на вихідному водилі 1 обертний момент

$$T_{об} = T_{об}^{**} + T_{об}^*,$$

причому $T_{об}^{**}$ зумовлений, в основному, безпосереднім впливом на водило 1 відцентрових сил F_{n02}

$$T_{об}^{**} = n \cdot F_{n02} \cdot r_1 \cdot \sin \alpha = n \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot e \cdot r_1 \cdot \sin \alpha,$$

а
$$T_{об}^* = n \cdot F_{n01(t)} \cdot e \cdot i_{nm} = n \cdot m \cdot \omega_{вух}^2 \left(r_1 + e \cdot \cos \alpha \right) \cdot \sin \alpha \cdot e \cdot i_{nm}$$

виникає після виходу приводу зі стопового режиму внаслідок гальмування відцентровою силою $F_{n01(t)}$ сателітів 3.

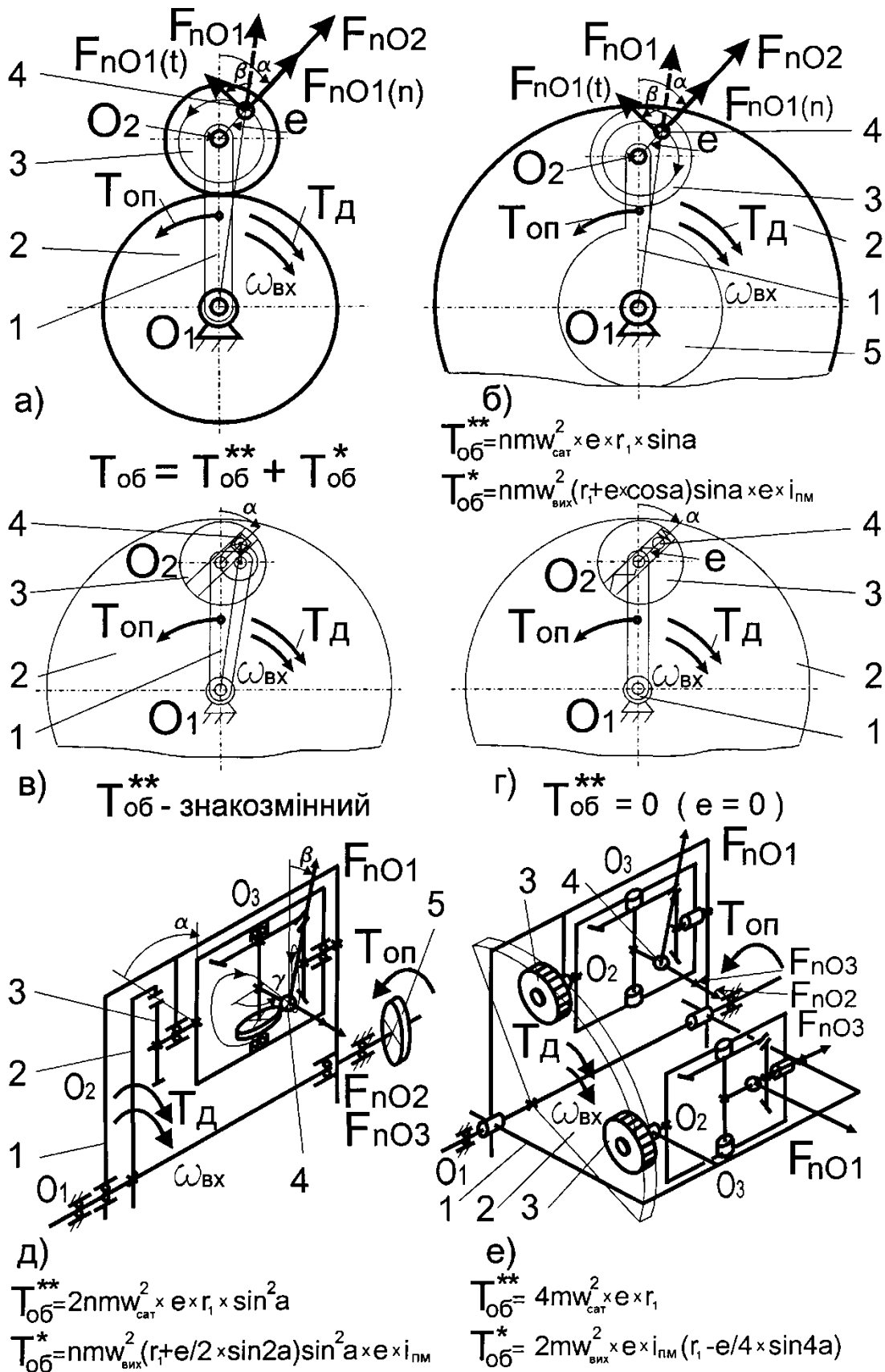


Рис.2. Особливості формування обертового моменту планетарними імпульсними механізмами з вихідним водилом

Очевидно, значення $T_{об}$ є функцією $\sin \alpha$, що передбачає послідовні позитивні та негативні імпульси i , відповідно, вимагає впровадження корпусного механізму вільного ходу. Ускладнюється регулювання обертового моменту $T_{об}$ тим, що його формування не зумовлене безпосередньо вхідними обертами.

Значно складніше виявилось сформулювати в цьому випадку знакопостійний обертовий момент безпосередньо на виході планетарного імпульсного механізму, оскільки позитивний розв'язок задачі передбачає нейтралізацію негативних імпульсів $T_{об}^{**}$ та $T_{об}^*$, а також взаємодоповнення сформованих позитивних імпульсів $T_{об}^{**}$ та $T_{об}^*$ на різних режимах роботи.

Спроби розв'язати дану задачу за рахунок кінематичного зв'язку дебалансів 4 (рис.2в) з сателітами 3 з можливістю переміщення дебалансів 4 відносно сателітів 3 у площині, паралельній до торця відповідного сателіту 3 аналогічно [8], а також за рахунок орієнтації дебалансів 4 (рис.2г) відцентровими силами (без допоміжного зв'язку дебалансів 4 з водилом 1) аналогічно [9] виявилися малоефективними.

Якщо компоувальну схему [10], що передбачає обертання дебалансів 4 в одній з діаметральних площин відповідного сателіта 3 з рівною із сателітом 3 кутовою швидкістю, подати з вихідним водилом 1 (рис.2д), а вхідну шестерню 2 виконати епіциклічною [11,5], то вплив діючих на вихідне водило 1 відцентрових сил F_{n02} і F_{n01} (а також F_{n03}) можна охарактеризувати еквівалентним обертовим моментом

$$T_{об} = T_{об}^{**} + T_{об}^*$$

$$\text{де } T_{об}^{**} = n(F_{n02} \cdot |\sin \alpha| + F_{n03} \cdot |\sin \gamma| \cdot |\sin \alpha|) \cdot r_1,$$

$$T_{об}^* = n \cdot F_{n01(t)} \cdot e^* \cdot i_{nm} = n \cdot F_{n01} \cdot |\cos \beta| \cdot e \cdot |\sin \gamma| \cdot i_{nm}.$$

Враховуючи прийняті припущення, а також

$$F_{n02} = m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot e \cdot |\sin \alpha| \quad \text{та} \quad F_{n03} = m \cdot \omega_{deb}^{*2} \cdot e,$$

де ω_{deb}^* - кутова швидкість дебалансу 4 відносно вісі O_3 , c^{-1} ,

і беручи до уваги

$$\text{одержимо} \quad \left. \begin{aligned} \alpha = \gamma, \quad \omega_{deb}^* = \omega_{cam}, \\ T_{об}^{**} = 2 \cdot n \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot e \cdot r \cdot \sin^2 \alpha, \\ T_{об}^* = n \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot \left(r + \frac{e}{2} \cdot \sin 2\alpha \right) \cdot \sin^2 \alpha \cdot e \cdot i_{nm}. \end{aligned} \right\}$$

(у цьому випадку необхідно враховувати також вплив на формування обертового моменту інших сил, насамперед з боку приводу дебалансів 4 (конічної передачі 8)).

Враховуючи кінематичні та динамічні особливості інерційних планетарних трансформаторів обертового моменту з вихідним водилом, їх можна компоувати декількома парами сателітів з фазово зміщеними дебалансами. Так, впровадження в конструкцію двох пар сателітів з фазово зміщеними на 90° дебалансами 4 (рис.2е) дає можливість сформулювати безпосередньо на виході планетарного імпульсного механізму без впровадження вихідного маховика обертовий момент $T_{об}$ як суму складових

$$\text{та} \quad \begin{aligned} T_{об}^{**} &= 2 \cdot 2 \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot e \cdot r_l \cdot \left(\sin^2 \alpha + \sin^2 (\alpha + 90^\circ) \right) \\ T_{об}^* &= 2 \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot \left(r + \frac{e}{2} \cdot \sin 2\alpha \right) \cdot e \cdot \sin^2 \alpha \cdot i_{nm} + \\ &+ 2 \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot \left(r + \frac{e}{2} \cdot (-\sin 2\alpha) \right) \cdot e \cdot \sin^2 (\alpha + 90^\circ) \cdot i_{nm} \end{aligned}$$

кожної пари сателітів.

$$\text{Оскільки} \quad \begin{aligned} \sin^2 (\alpha + 90^\circ) &= \cos^2 \alpha, \quad \sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha = 1, \\ \cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha &= \cos 2\alpha, \quad \sin 2\alpha = 2 \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha, \end{aligned}$$

$$\sin 2\alpha \cdot \sin^2 \alpha - \sin 2\alpha \cdot \cos^2 \alpha = \sin 2\alpha (\sin^2 \alpha - \cos^2 \alpha) = -\sin 2\alpha \cdot \cos 2\alpha = -\frac{\sin 4\alpha}{2},$$

одержимо

$$T_{об}^{**} = 4 \cdot m \cdot \omega_{cam}^2 \cdot e \cdot r_1$$

та

$$\begin{aligned} T_{об}^* &= 2 \cdot m \cdot \omega_{вих}^2 \cdot r_1 \cdot e \cdot i_{nm} + \\ &+ 2 \cdot m \cdot \omega_{вих}^2 \cdot \frac{e}{2} \cdot e \cdot i_{nm} \cdot (\sin 2\alpha \cdot \sin^2 \alpha - \sin 2\alpha \cdot \cos^2 \alpha) = \\ &= 2 \cdot m \cdot \omega_{вих}^2 \cdot e \cdot i_{nm} \cdot \left(r_1 - \frac{e}{4} \cdot \sin 4\alpha \right). \end{aligned}$$

Параметр $e/4 \cdot \sin 4\alpha$ не може вплинути на знак $T_{об}^*$, оскільки r_1 значно більший за значення $e/4$. Вплив вказаного параметру на можливість виходу передачі на режим динамічної муфти та його ефективне забезпечення варто позитивно оцінити, оскільки підтримування системою прямої передачі в певному діапазоні вхідних обертів полегшує процес регулювання.

Аналогічні динамічні характеристики отримані також для інерційного трансформатора моменту на основі паралелограмного імпульсного механізму з орієнтовано рухомими дебалансами [12] (з вхідним кривошипним валом [6] та аналогічним [11] приводом дебалансів). Оскільки в цьому випадку кутова швидкість кривошипів

$$\omega_{кр} = \omega_{вих} - \omega_{вих} \quad (i_{нар.м} = 1),$$

вони менші від характеристик планетарного імпульсного механізму в i_{nm} (для T^*) та в i_{nm}^2 (для T^{**}) раз, що зумовлює збільшення параметрів m та e , вхідних обертів при виході зі стопового режиму, а також погіршує умови виходу на режим динамічної муфти. Поряд з цим необхідно відзначити певні переваги паралелограмного імпульсного механізму, насамперед, простоту виготовлення привідного механізму та безшумність при роботі.

Таким чином, можливість формування окремими інерційними трансформаторами моменту знакопостійного обертового моменту безпосередньо на виході імпульсного механізму знімає обмеження ефективного їх впровадження як автоматичних безступеневих механічних передач.

Analytic substantiation of possibility and conditions of sign-stable rotary moment forming by inertial planetary moment transformers, specifically directly on the exit of planetary impulse mechanism are presented in the article. The centrifugal forces, which arise during the work of the mentioned transmissions and their role in the providing of the dynamic links in the inertial-impulse transmission are analysed. The peculiarities of planetary impulse mechanism with entering and output carrier and their consideration in the suggested technical decisions are marked.

Література

1. Леонов А.И. Инерционные автоматические трансформаторы вращающего момента. - М.: Машиностроение, 1978.-224 с., ил.
2. 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.
3. Ишлинский А.Ю. Классическая механика и силы инерции. - М.: Наука, 1987.-320 с.
4. Мальцев В.Ф. Механические импульсные передачи. - М.: Машиностроение, 1978.-366 с.
5. Нагорняк С.Г., Данилишин Г.М. Особливості формування обертового моменту інерційними трансформаторами на основі планетарного імпульсного механізму// Вісник Тернопільського державного технічного університету. - Тернопіль: ТДТУ.-2001.- Т.6. - №1.- С. 40-45.
6. Пожбелко В.И. Инерционно-импульсные приводы машин с динамическими связями. - М.: Машиностроение, 1989.- С. 17-35.
7. Левитский Н.И. Теория механизмов и машин: Учеб.пособие для вузов.- 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Наука, 1990.- С. 279-288.
8. Декларацийний патент України на винахід № 34821 А, МПК F16H31/00, F16H33/14, B60K17/08. Інерційний планетарний трансформатор моменту/ Г.М.Данилишин (Україна).- № 99073945; Заявл. 12.07.99; Опубл. 15.03.2001, Бюл. № 2.-2001.-3 с.

МАШИНОБУДУВАННЯ ТА АВТОМАТИЗАЦІЯ ВИРОБНИЦТВА

9. Патент України № 25659 А, МПК F16H31/00, B60K17/08. Трансформатор моменту/ Г.М.Данилишин (Україна). № 97104942; Заявл. 08.10.97, Опубл. 25.12.98, Бюл. № 6.-1998.-3 с.
10. Декларційний патент України на винахід № 36321 А, МПК F16H31/00, F16H33/14, B60K17/08. Інерційний планетарний трансформатор моменту/ Г.М.Данилишин (Україна).- № 99126557; Заявл. 02.12.99; Опубл. 16.04.2001, Бюл. № 3.-2001.-3 с.
11. Заявка № 2000063500 на винахід, МПК F16H31/00, F16H33/14, B60K17/08. Інерційний планетарний трансформатор моменту/ Г.М.Данилишин (Україна). - Подано 15.06.2000.-6 с.
12. Заявка № 2000063499 на винахід, МПК F16H33/14, B60K17/08. Інерційний трансформатор моменту/ Г.М.Данилишин (Україна). - Подано 15.06.2000.-6 с.
E-mail: Danylyshyn@tu.edu.te.ua

Одержано 13.04.01 р.