

РАДІОТЕХНІКА ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЇ

УДК 629.78.067

С.В. Водоп'ян, к.т.н.
Д.В. Пекарєв, ст. офіцер відділу
Д.В. П'яковський, к.т.н., доц.

Житомирський військовий інститут радіоелектроніки ім. С.П. Корольова

АЛГОРИТМ ОПТИМІЗАЦІЇ ПРОСТОРОВО-ЧАСОВИХ ПАРАМЕТРІВ ФУНКЦІОНУВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА В УМОВАХ ВПЛИВУ НЕГАТИВНИХ ФАКТОРІВ

Розглядається алгоритм оптимізації параметрів функціонування космічного апарата з метою досягнення найкращих умов для виконання цільових завдань при мінімізації впливу негативних факторів.

Успішне застосування космічних апаратів обумовлено рядом зовнішніх факторів як в цілому позитивних (наприклад, невагомість), так і негативних (метеорні тіла, техногенне забруднення космічного простору, вакуум, перепади температур, радіація, електризація тощо). Більшість з цих факторів досить добре вивчена та успішно враховується при створенні та експлуатації космічних апаратів [1].

Проаналізувавши негативні фактори та можливі шляхи захисту від них, що здійснюються у теперішній час, можна зробити висновок, що найбільшу небезпеку для супутників представляють техногенне забруднення окремих зон космічного простору, метеорні потоки тощо. Будемо вважати, що ці негативні фактори впливають на космічний апарат в межах деяких зон дії.

Більшість з відомих підходів до зменшення впливу негативних факторів реалізуються на етапі проектування космічного апарата у вигляді конструктивних рішень. Метою представленої роботи є розробка методики планування процесу спостереження на етапах підготовки до запуску космічного апарата та в процесі поточної експлуатації.

Задача планування орбіти космічного апарата вирішувалась в роботі [2]. З урахуванням факторів, що розглядаються, етапи планування можна представити у наступній послідовності.

1. Визначення елементів орбіти космічного апарата, виходячи з цільових задач космічного апарата.

Для опису орбітального руху космічного апарата необхідно визначитися з шістькою параметрів. За Кеплером, це: велика піввісь a , ексцентриситет e , нахил площини орбіти i , початкове значення довготи висхідного вузла орбіти Ω_0 , початкове значення аргументу перигея (для еліптичних орбіт) ω_0 та час проходження перигея t_p (екватора t_e).

Перших два параметра залежать від потужності ракетноносія, маси космічного апарата тощо. Вони обмежуються умовами виконання покладених на супутник завдань. Тобто, наприклад, для космічних апаратів дистанційного зондування Землі велика піввісь та ексцентриситет визначаються висотами апогея H_a та перигея H_p , які знаходяться в межах від 150 до 1000 кілометрів [1, 3].

Для спрощення розрахунків при моделюванні не будемо враховувати час доби і погодні умови при спостереженні. Тобто час проходження перигея на першому витку розрахунків (час перетинання площини екватора) для даного випадку приймемо рівним нулю. При використанні кругової орбіти космічного апарата для моделювання можна не враховувати початкове значення аргументу перигея ω_0 . Початкове значення довготи висхідного вузла орбіти Ω_0 приймемо рівним нулю.

Від останнього параметра, а саме нахилу площини орбіти i , буде залежати тривалість знаходження супутника в небезпечних зонах, час спостереження земної поверхні та час передачі інформації до наземних комплексів. Він, в свою чергу, визначається азимутом запуску космічного апарата з відповідного полігона та географічною широтою цього полігона.

2. Визначення діапазону кутів нахилу орбіт супутників.

Розглянемо полігон, розташований поблизу екватора, запуск супутника з якого здійснюється з нахилом площини орбіти в межах $0^\circ \leq i \leq 180^\circ$.

3. Визначення наземних комплексів, що здійснюють прийом інформації з борту космічного апарата.

Як наземні комплекси, що здатні здійснити прийом інформації, оберемо установи Національного космічного агентства України.

4. Визначення параметрів, які характеризують виконання космічним апаратом завдань за призначенням, та параметра, що варіюватиметься.

Взагалі на космічні апарати дистанційного зондування Землі покладені завдання отримання інформації про визначений район Земної поверхні та її передачі споживачам. Для їх виконання необхідно мати більше часу для проведення спостереження та достатньо часу для передачі інформації до наземних комплексів. Для оперативного отримання інформації будемо вважати, що сумарний за добу час передачі інформації також потрібно приводити до максимуму:

$$\begin{aligned} \Delta t_c &\rightarrow \max ; \\ \Delta t_{ni} &\rightarrow \max , \end{aligned} \tag{1}$$

де Δt_c – сумарний час спостереження за визначений період; Δt_{ni} – сумарний час передачі інформації до наземного комплексу за той же період.

Вплив тих чи інших негативних факторів на космічні апарати також характеризується відповідними зонами, а їх врахування потребує зведення до мінімуму проміжків часу впливу цих факторів, а саме інтервалів небезпеки:

$$\Delta t_{неб} \rightarrow \min . \tag{2}$$

Таким чином, виходячи з пунктів 1 та 2, як варійований параметр можна використати кут нахилення площини орбіти i .

5. Розробка методики оптимізації.

Відомі методики планування орбіт космічних апаратів [2] враховують майже всі особливості попередніх пунктів. Запропонована методика відрізняється від відомих метою, яка полягає в зменшенні впливу негативних факторів.

Найчастіше показник успішного функціонування (1) космічного апарата та показник можливої загрози (2) відносяться один до другого як суперечливі, тобто покращення першого призводить до погіршення другого і навпаки. Відомо [4], що в цих умовах пошук оптимальних значень показників є результатом компромісу, а для формалізації задачі векторної оптимізації застосовують методи лінійних або нелінійних згорток.

Для моделювання параметричної багатокритеріальної оптимізації параметрів функціонування космічного апарата була обрана нелінійна схема компромісів [4], для якої згортка матиме вигляд:

$$\chi^* = \arg \min_{\chi \in G} \sum_{k=1}^s \gamma_k [1 - \varphi_{oi}(\chi)]^{-1} , \tag{3}$$

де χ – варійований параметр; G – область визначення функції; γ_k – коефіцієнти критеріальної функції; φ_{oi} – функції частинних критеріїв.

Для проведення оптимізації перш за все необхідно визначити обмеження та мати функціональні залежності, які описують процеси, що досліджуються, в аналітичному вигляді.

5.1. Як обмеження використаємо умови, які необхідні для виконання завдань космічним апаратом, а саме:

$$\Delta t_c > 0 \text{ та } \Delta t_{ni} > 0 . \tag{4}$$

5.2. Для використання апарата оптимізації необхідно мати функціональну залежність параметрів, що оптимізуються, від змінюваного параметра. В нашому випадку це

$$\Delta t_c = f(i) , \Delta t_{ni} = f(i) , \Delta t_{неб} = f(i) . \tag{5}$$

Отримати залежності (5) на основі точної моделі руху в аналітичному вигляді дуже складно. Це обумовлено тим, що рух космічного апарата описується диференціальними рівняннями шостого порядку, а розрахунок зон спостереження, передачі інформації та безпеки, а також інтервалів знаходження в них супутника за деякий період часу складається з великої кількості рівнянь. Тому пропонується використати чисельно-аналітичний метод отримання залежностей (5), а саме: за результатами моделювання отримати шукані функції в табличному вигляді та провести апроксимацію одним з відомих методів. В результаті, використовуючи апроксимовані залежності (6),

$$\Delta \mathcal{F}_c = f(i) , \Delta \mathcal{F}_{ni} = f(i) , \Delta \mathcal{F}_{неб} = f(i) , \tag{6}$$

можна провести оптимізацію орбіти.

Для різних значень нахилу площини орбіти інтервали часу Δt_c та Δt_{ni} розраховуються з використанням формул, наданих в [5, 6], а інтервал $\Delta t_{неб}$ буде залежати від обраного для аналізу небезпечного фактора.

Для отримання виразів (6) необхідно за експериментальними даними розрахунків Δt_c , Δt_{ni} , $\Delta t_{неб}$, що задані у вигляді таблиці чи графіка, визначити аналітичні функції $\Delta \mathcal{F}_c = f(i)$, $\Delta \mathcal{F}_{ni} = f(i)$, $\Delta \mathcal{F}_{неб} = f(i)$ [7], де $\Delta \mathcal{F}(i)$ – аналітична апроксимація у вигляді степеневі функції $d(i) = d_0 + d_1 i + \dots + d_v i^v \dots$

Для визначення дискрет використаємо метод рівних площин [8], що дозволяє оцінити $d(i)$, виходячи з такої умови:

$$S(b) = D(b), \tag{7}$$

де $S(b) = \int_a^b u(i) di$ – площа під експериментальною кривою; $D(b) = \int_a^b d(i) di$ – площа під апроксимуючою кривою; $[a..b]$ – межі інтегрування, що розташовані в області визначення $i \in G$ функції $d(i)$.

Для спрощення розрахунків приймемо $G = [0..H]$, $a = 0$, $0 \leq b \leq H$.

Площа під експериментальною кривою може бути розрахована з використанням одного з відомих чисельних методів, наприклад, за формулою трапецій [9]:

$$S(b) = \int_0^b u(i) di = \frac{\Delta x}{2} (y_0 + 2y_1 + \dots + 2y_{b-1} + y_b), \tag{8}$$

де Δx – дискретність розрахунку табличних величин на інтервалі $[0..b]$; $y_0, 2y_1, \dots, 2y_{b-1}, y_b$ – значення відповідних функцій $\Delta t_c, \Delta t_{pi}, \Delta t_{неб}$ на інтервалі $[0..b]$.

Як показано в [7], система рівнянь може бути отримана шляхом розбивки області G на необхідну кількість ділянок інтегрування $[0..b_0], [0..b_1], \dots, [0..b_v]$. В цьому випадку невідомі коефіцієнти (d_0, d_1, \dots, d_v) можуть бути отримані, використовуючи $(v + 1)$ умов (7) для різних ділянок, тобто:

$$\begin{cases} S(b_0) = D(b_0); \\ S(b_1) = D(b_1); \\ \dots \\ S(b_v) = D(b_v). \end{cases} \tag{9}$$

Таким чином, враховуючи, що

$$\begin{aligned} D(b) &= d_0 H \frac{b}{H} + \frac{d_1}{2} \left(H \frac{b}{H} \right)^2 + \frac{d_2}{3} \left(H \frac{b}{H} \right)^3 + \dots + \frac{d_v}{v+1} \left(H \frac{b}{H} \right)^{v+1} = \\ &= d_0 b + \frac{d_1 b^2}{2} + \frac{d_2 b^3}{3} + \dots + \frac{d_v b^{v+1}}{v+1}, \end{aligned} \tag{10}$$

розв'язок задачі апроксимації результатів експерименту степеневими функціями може бути отримано шляхом розв'язання системи лінійних алгебраїчних рівнянь:

$$H \cdot X = S, \tag{11}$$

де $X = [d_0, d_1, d_2, \dots, d_v]^T$ – вектор невідомих коефіцієнтів апроксимуючого полінома;

$S = [S(b_0), S(b_1), S(b_2), \dots, S(b_v)]^T$ – вектор значень площин під різними ділянками інтегрування;

$$H = \begin{bmatrix} b_0 & \frac{b_0^2}{2} & \dots & \frac{b_0^{v+1}}{v+1} \\ b_1 & \frac{b_1^2}{2} & \dots & \frac{b_1^{v+1}}{v+1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_v & \frac{b_v^2}{2} & \dots & \frac{b_v^{v+1}}{v+1} \end{bmatrix} \text{ – матриця коефіцієнтів розміром } [(v+1) \times (v+1)].$$

Розв'язок системи лінійних рівнянь (11) здійснено за допомогою методу Гауса, що заснований на жорданових виключеннях [9].

В результаті отримуємо відповідні аналітичні апроксимації у вигляді степеневих функцій $\Delta f(i) = d_0 + d_1 i + \dots + d_v i^v \dots$

Отримавши вирази для функціоналів (6), можна провести оптимізацію параметрів орбіти.

5.3. Оберемо параметр, що варіюється. Оскільки функції $\Delta t_c, \Delta t_{pi}, \Delta t_{неб}$, в залежності від нахилу площини орбіти i , є періодичними, немає необхідності проводити оптимізацію на інтервалі $i \in [0^\circ, 180^\circ]$. Врахувавши, що значення функцій $\Delta t_c, \Delta t_{pi}, \Delta t_{неб}$ для прямих та зворотних орбіт за рахунок особливостей польоту низькоорбітальних космічних апаратів будуть приблизно рівними $\Delta t(i) \approx \Delta t(180^\circ - i)$, можна обмежитися інтервалом $i \in [0^\circ, 90^\circ]$. Крім того, врахувавши обмеження (4), перейдемо до параметра g , який приймемо за варійований в межах інтервалу $g \in [0^\circ, g_{\max}]$.

5.4 Частинні критерії оптимізації визначені виразами (1) та (2). Запишемо їх у відповідності до [4]:

$$0 \leq (\varphi_i = \Delta \mathcal{E}_i) \leq A_i, \tag{12}$$

де A_i – обмеження значень відповідних функцій.

Для нашого випадку вираз (12) запишемо для трьох функцій:

$$0 \leq (\varphi_1 = \Delta \mathcal{E}_c) \leq A_1, \quad 0 \leq (\varphi_2 = \Delta \mathcal{E}_{nu}) \leq A_2, \quad 0 \leq (\varphi_3 = \Delta \mathcal{E}_{неб}) \leq A_3. \tag{13}$$

5.5. Проведемо нормування, яке, згідно з [4], записується у вигляді:

$$\varphi_{0i} = \frac{\varphi_i}{A_i}. \tag{14}$$

Згортка Вороніна, згідно з (3), використовується для мінімізації кожної з функцій частинних критеріїв, тому для $\varphi_i \rightarrow \max$ вираз (14) записується у такому вигляді:

$$\varphi_{0i} = \frac{C - \varphi_i}{A_i}, \quad C = \text{const}, \quad C \geq \varphi_{i \max}. \tag{15}$$

5.6. При розв’язанні задачі без пріоритетів, а саме $\gamma_1 = \gamma_2 = \dots = \gamma_s$, рішення для трьох функцій запишеться так:

$$I_{\min} = \sum_{k=1}^3 \frac{1}{1 - \varphi_{0k}}. \tag{16}$$

Припустимо, що шуканий результат знаходиться всередині заданої області обмежень. Тоді, згідно з (16), необхідно вирішити рівняння

$$\frac{\partial}{\partial i} \sum_{k=1}^s [1 - \varphi_{0k}]^{-1} = 0, \tag{17}$$

яке після здійснення диференціювання набуде вигляду:

$$\sum_{k=1}^s [1 - \varphi_{0k}]^{-2} \frac{\partial \varphi_{0k}}{\partial i} = 0. \tag{18}$$

Для нашого випадку шукане значення величини g^* визначається як дійсний корінь рівняння (19):

$$\frac{\frac{\partial}{\partial g} \varphi_{01}(g)}{(1 - \varphi_{01}(g))^2} + \frac{\frac{\partial}{\partial g} \varphi_{02}(g)}{(1 - \varphi_{02}(g))^2} + \frac{\frac{\partial}{\partial g} \varphi_{03}(g)}{(1 - \varphi_{03}(g))^2} = 0. \tag{19}$$

Достатньою умовою знаходження мінімуму функції I_{\min} є визначення другої похідної за параметром g .

Приклад. Розглянемо низькоорбітальний космічний апарат з висотою орбіти 650 кілометрів протягом 15 витків польоту. Полігон запуску “Морський старт”, район спостереження – коло радіусом 500 кілометрів поблизу Чорного моря, небезпечна зона описується деякою функцією $\Delta t_{неб}(i)$.

Отримані табличні дані представлені у вигляді графіка, що наведений на рис. 1, де функція 1 відповідає знаходженню космічного апарата у небезпечних зонах за визначений період часу, 2 – сумарному часу передачі інформації до наземних комплексів і 3 – спостереженню району. Ці функції виражені у відсотках від загального часу польоту космічного апарата за визначений період часу.

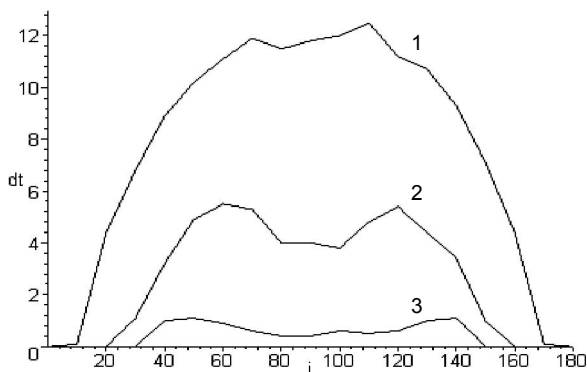


Рис. 1

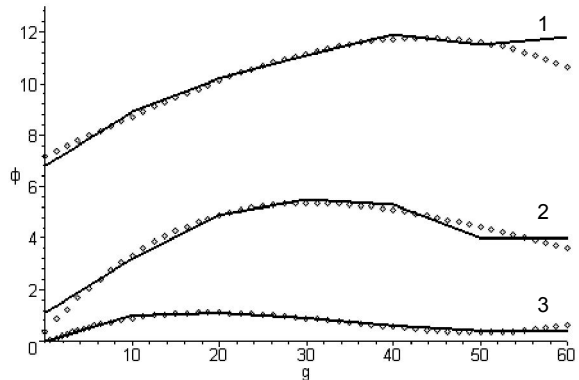


Рис. 2

Після проведення апроксимації табличних даних Δt_c , Δt_{pi} , $\Delta t_{неб}$ функціями $\Delta \xi_c = f(g)$, $\Delta \xi_{pi} = f(g)$, $\Delta \xi_{неб} = f(g)$ у вигляді поліномів третього степеня для інтервалу $g \in [0^\circ, 60^\circ]$, що відповідає $i \in [30^\circ, 90^\circ]$, отримаємо графіки функцій, що зазначені точками (рис. 2).

Провівши розрахунки за виразами (14–19), отримаємо два дійсних кореня рівняння (19): $g_1 = 9,83^\circ$ та $g_2 = 48,14^\circ$ (рис. 3).

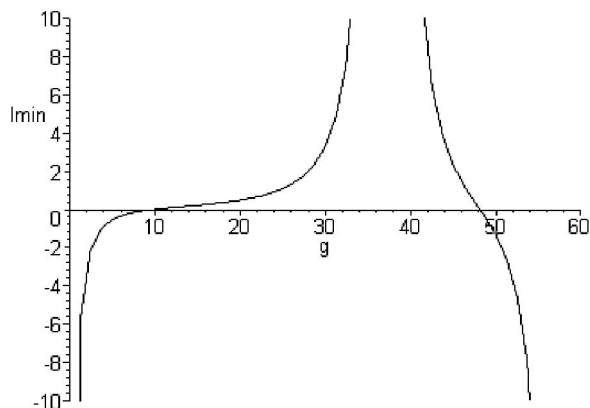


Рис. 3

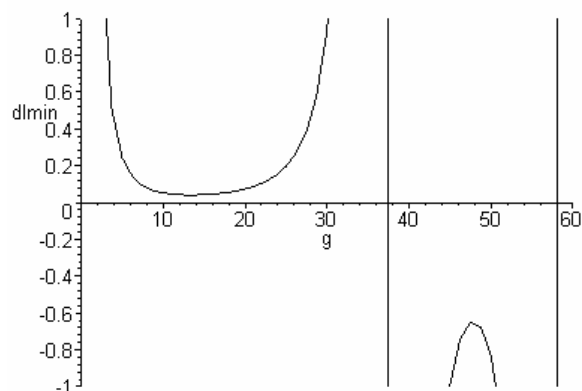


Рис. 4

За знаком другої похідної функції I_{min} визначимо, що шуканий корінь рівняння (19) є $g_1 = 9,83^\circ$ (рис. 4), що відповідає $i_1 = 39,36^\circ$ та $i_2 = 140,64^\circ$.

Висновки:

1. За результатами розв'язку модельної задачі було отримано кут нахилу площини орбіти супутника, який є оптимальним за критеріями максимуму виконання цільової задачі та мінімуму впливу фактора, що створює йому небезпеку.

2. При необхідності отриманий в даному випадку розв'язок можна корегувати введенням пріоритету для досліджуваних залежностей.

3. Алгоритм може бути використаний для схожих задач планування функціонування космічного апарата в умовах дії небезпечних факторів.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Застосування космічних систем для забезпечення бойових дій збройних сил: Навчальний посібник / М.С. Пастушенко, В.О. Яндовський, А.П. Максименко та ін; За редакцією В.І. Ткаченка. – Харків: ХВУ, 2001. – 192 с.
2. *Скребушевский Б.С.* Формирование орбит космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1990. – 256 с.
3. *Красовский Г.Я., Петросов В.А.* Введение в методы космического мониторинга окружающей среды: Учебное пособие. – Харьков: Гос. аэрокосмический ун-т «Харьковский авиационный институт», 1999. – 206 с.
4. *Воронин А.Н.* Многокритериальный синтез динамических систем. – К.: Наукова думка, 1992. – 160 с.
5. *Титов Г.С.* Полёт космических аппаратов. Примеры и задачи. – М.: Машиностроение, 1980. – 254 с.
6. *Солодов А.В.* Инженерный справочник по космической технике. – М.: Воениздат, 1977. – 432 с.
7. *Пяковский Д.В., Водопьян С.В.* Полиномиальное представление дифференциальных спектров / Электронное моделирование. – 2001. – Т. 23. – № 5. – С. 3–11.
8. *Пухов Г.Е.* Дифференциальные преобразования и математическое моделирование физических процессов. – К.: Наукова думка, 1986. – 158 с.
9. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1974. – 832 с.

ВОДОП'ЯН Сергій Васильович – кандидат технічних наук, начальник відділу наукового центру Житомирського військового орденів Жовтневої Революції і Червоного Прапора інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

- алгоритми дослідження складних систем;
- алгоритми автоматичних систем управління та оцінювання.

ПЕКАРСВ Дмитро Володимирович – старший офіцер відділу наукового центру Житомирського військового орденів Жовтневої Революції і Червоного Прапора інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

- алгоритми дослідження складних систем.

П'ЯСКОВСЬКИЙ Дмитро Володимирович – заслужений працівник народної освіти України, кандидат технічних наук, доцент, начальник Житомирського військового орденів Жовтневої Революції і Червоного Прапора інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

- теорія складних систем;
- автоматичні системи управління та оцінювання.

Подано 12.06.2002

Водоп'ян С.В., Пекарев Д.В., П'ясковський Д.В. Алгоритм оптимізації просторово-часових параметрів функціонування космічного апарата в умовах впливу негативних факторів

Водопьян С.В., Пекарев Д.В., Пясковский Д.В. Алгоритм оптимизации пространственно-временных параметров функционирования космического аппарата в условиях воздействия негативных факторов

Vodop'yan S.V., Pekarev D.V., P'yaskovski D.V. Algorithm of optimization of spatial-temporary parameters of functioning of a space vehicle in conditions of influence of the negative factors

УДК 629.78.067

Алгоритм оптимизации пространственно-временных параметров функционирования космического аппарата в условиях воздействия негативных факторов / С.В. Водопьян, Д.В. Пекарев, Д.В. Пясковский

Рассматривается алгоритм оптимизации параметров функционирования космического аппарата с целью достижения наилучших условий для выполнения целевых задач при минимизации влияния негативных факторов.

УДК 629.78.067

Algorithm of optimization of spatial-temporary parameters of functioning of a space vehicle in conditions of influence of the negative factors / S.V. Vodop'yan, D.V. Pekarev, D.V. P'yaskovski

The algorithm of optimization of parameters of functioning of a space vehicle is considered with the purpose of achievement of the best conditions for performance of target tasks at minimization of influence of the negative factors.

Богдановський М.В., Кирилович В.А., Сачук І.В. Особливості автоматизованого аналізу динаміки агрегатно-модульних промислових роботів

Богдановський М.В., Кирилович В.А., Сачук І.В. Особливості автоматизованого аналізу динаміки агрегатно-модульних промислових роботів

Bogdanovsky M.V., Kyrylovich V.A., Sachuk I.V. The peculiarities of automated analyzing of dynamic of aggregate-module industrial robots

УДК 621.865.8

Особенности автоматизованого аналізу динаміки агрегатно-модульних промислових роботів / М.В. Богдановський, В.А. Кирилович, І.В. Сачук

Розглянуто проблему автоматизованого аналізу динамічних характеристик агрегатно-модульних промислових роботів (АМ ПР). Зазначені конструктивно-технологічні особливості АМ ПР та наведені існуючі основні підходи до динамічного аналізу кінематичних структур. Представлено пропонувану схему динамічного аналізу кінематичних структур АМ ПР та зазначено перспективність подальших досліджень динамічних характеристик АМ ПР.

УДК 621.865.8

The peculiarities of automated analyzing of dynamic of aggregate-module industrial robots / M.V. Bogdanovsky, V.A. Kyrylovich, I.V. Sachuk.

The problem of automated analyzing of dynamic characteristics of aggregate-module industrial robots (AM IR) has been considered. The constructive-technologic peculiarities of AM IR has been marked and main existing point of view of dynamic analyzing of kinematical structures has been performed. The scheme of dynamic analyzing of kinematical structures of AM IR has been performed and perspectives of future investigations of dynamic characteristics of AM IR has been marked.