

УДК 621.396.67

ОЦЕНКА ВОЗМУЩАЮЩЕГО МОМЕНТА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ АНТЕНН

А. В. Гончарук¹, М. В. Лукьяненко², В. А. Раевский²

¹ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва,
Россия, 662970, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52
E-mail: gav78@iss-reshetnev.ru

²Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва,
Россия, 660014, г. Красноярск, просп. имени газеты «Красноярский рабочий», 31
E-mail: info@sibsau.ru

Ставится задача построения системы наведения антенны, не влияющей на ориентацию и стабилизацию космического аппарата при выполнении основной функции. Рассматривается математическая модель системы наведения антенны, позволяющая моделировать динамические процессы, возникающие в ней. Проводится оценка возможных возмущающих моментов на основе математической модели системы наведения антенны космического аппарата. По результатам моделирования находятся максимальные амплитуды возмущающего момента и соответствующие им частоты. Определяется, что полученная величина возмущающих моментов не превышает допустимых значений во всей временной области. Показано, что результаты могут быть использованы для оценки динамических процессов на космическом аппарате в целом и оценки влияния на его точность ориентации в пространстве.

Ключевые слова: математическая модель, возмущающий момент, система наведения антенны.

EVALUATION OF THE DISTURBING MOMENT IN THE ANTENNA POINTING SYSTEM MOVEMENT SIMULATION

A. V. Goncharuk¹, M. V. Lukyanenko², V. A. Raevskiy²

¹JSC “Information Satellite Systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662970, Russia
E-mail: gav78@iss-reshetnev.ru

²Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31 “Krasnoyarskiy Rabochiy” prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia
E-mail: info@sibsau.ru

This article provides for the task of construction of the antenna pointing system, which does not influence the orientation and stabilization of the spacecraft. The mathematical model of the antenna pointing system, that can simulate the dynamic processes occurring in it, is presented. The evaluation of possible disturbing moments is made on the basis of a mathematical model of the spacecraft antenna pointing system. Simulation results of the disturbing moment maximum amplitudes and their corresponding frequencies are defined. It is determined that the found value of the disturbing moments do not exceed the allowable values in the whole time domain. It is shown that the results can be used to estimate the dynamic processes on the spacecraft as a whole and to assess the accuracy of its orientation in space.

Keywords: mathematical model, disturbing moments, antenna pointing system

Современные космические средства связи предъявляют всё более и более жесткие требования к функциональным возможностям предоставляемых услуг связи, её непрерывности и готовности, независимо от местонахождения потребителя и времени суток.

Данные функции реализуемы лишь при наличии возможностей оперативного и точного наведения антенн на наземные пункты, международную космическую станцию, космические аппараты, находящиеся на низкой и круговой орбите.

Этим обусловлен переход на использование крупногабаритных антенн и высоких связных частот, что приводит к чрезвычайно жестким требованиям к управлению наведением.

Ввиду жесткого лимита веса и объема космического аппарата созданные большие конструкции антенн являются гибкими в силу выбора легкого материала, а упаковка такой конструкции получается более плотной. Также большие космические конструкции имеют большое количество форм колебаний, которые обладают низкой частотой и близко расположены друг к другу.

В результате антенная система становится более сложным многомерным объектом управления, и это диктует новые требования к системам управления положением антенн.

Необходимость ограничения возмущающего момента на аппарат при соблюдении заявленной точности и скорости сопровождения объекта создала задачу построения системы наведения антенн, не влияющей на ориентацию и стабилизацию космического аппарата при выполнении основной функции.

Конструкция антенны, для управления которой проектировалась система наведения антенн, выполнена из 16 углепластиковых спиц, на которые натянута радиоотражающее сетеполотно. Антенна в рабочем положении (рис. 1) установлена на штанге.

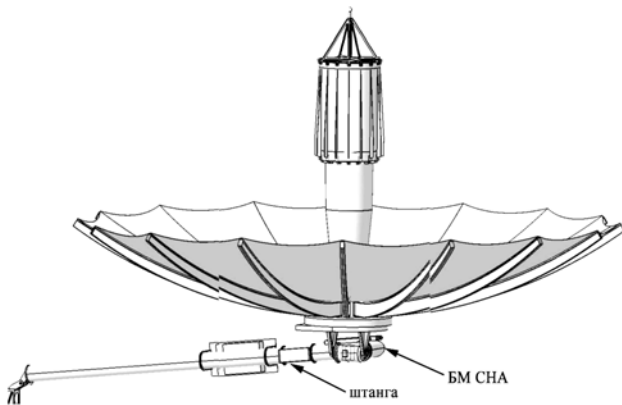


Рис. 1. Общий вид антенны в рабочем положении

На этапе создания системы наведения антенн было уделено внимание оценке возмущающего момента при математическом моделировании работы системы при управлении положением нежесткой антенной.

Моделирование даёт возможность увидеть, как будет вести себя система в действительности. Для получения реальной картины поведения системы была разработана математическая модель, которая учитывает воздействие факторов, оказывающих наибольшее влияние на работу системы.

Электромеханический модуль (ЭММ) блока механического системы наведения антенн (БМ СНА) моделируемой системы наведения антенны состоит из двух параллельных ветвей по пять ступеней, последняя ступень является волновой передачей, связанной с выходным валом. В данной модели представлена только одна из ветвей.

По результатам анализа структуры ЭММ БМ СНА разработана расчётная эквивалентная схема модели. Данная схема представлена в виде кинематической схемы, с учётом нежесткости и люфтов редуктора и упругости антенны, на рис. 2.

Все ступени редуктора содержат нелинейность типа люфт.

Математическая модель редуктора (рис. 2) с учётом нежесткости и люфтов представляет собой систему дифференциальных уравнений (2)–(11), представленных ниже.

В уравнениях обозначено:

J_1 – момент инерции вала синхронного двигателя с электромагнитной редукцией (СДЭР) и первой шестерни редуктора;

$A1, A2, A3$ – амплитуда тока в соответствующей фазе;

$CM1, CM2, CM3$ – коэффициенты момента СДЭР для соответствующей фазы;

θ_1 – угол поворота ротора СДЭР и первой шестерни редуктора;

$SIN(2 \cdot \pi \cdot F \cdot t), SIN(2 \cdot \pi \cdot F \cdot t + 120^\circ), SIN(2 \cdot \pi \cdot F \cdot t - 120^\circ)$ – синусоидальная форма тока в соответствующей фазе;

$SIN(2 \cdot \pi \cdot \theta_1 \cdot t), SIN(2 \cdot \pi \cdot \theta_1 \cdot t + 120^\circ), SIN(2 \cdot \pi \cdot \theta_1 \cdot t - 120^\circ)$ – синусоидальная форма момента СДЭР в соответствующей фазе;

$COF1, COF2$ – коэффициенты, учитывающие вторую и третью гармоники в форме момента СДЭР;

$PF1, PF2, PF3$ – погрешность сдвига фаз для соответствующей фазы СДЭР;

F – частота тока в фазах двигателя;

KD – коэффициент вязкого трения (коэффициент демпфирования) в СДЭР;

$MTP1$ – момент сухого трения на валу СДЭР;

K – коэффициент электромагнитной редукции СДЭР;

$\theta_2, \nu_1, \alpha, \beta_1, \beta_2, \nu_1, \gamma_1, \gamma_2, \rho$ – углы поворота соответствующих шестерён в редукторе (рис. 2);

μ – угол поворота антенны;

$J_2, J_3, J_4, J_5, J_6, J_7, J_8, J_9$ – моменты инерции соответствующих шестерён в редукторе (рис. 2);

J_{10} – момент инерции антенны (рис. 2);

$R1, R2, R3, R4, R5, R6, R7, R8, R9, R10$ – радиусы соответствующих шестерён в редукторе;

$C2, C3, C4, C6, C8$ – жесткости на кручение соответствующих осей в редукторе (рис. 2);

$C1, C5, C7$ – упругое сопротивление («твердость») зубцов (первой, четвертой и пятой ступеней редуктора) шестерён при соприкосновении зубцов после выборки люфта;

$C9$ – жесткость на кручение выходного вала, в месте крепления антенны к БМ, для моделирования первого тона упругих колебаний антенны;

$L1, L2, L3$ – люфты на первой, четвертой и пятой ступенях редуктора (рис. 2);

$KD2, KD4, KD6, KD8$ – коэффициенты вязкого трения при демпфировании упругих колебаний в редукторе;

$KD9$ – коэффициент вязкого трения при демпфировании упругих колебаний антенны;

$MTP2$ – момент сухого трения на последней (выходной) ступени редуктора;

DX, DY, DZ – относительное линейное перемещение зубьев шестерён соответствующих радиусов;

DXL, DYL, DZL – «проникновение» одного зуба в другой после того, как выберется люфт

$$DX = \theta_1 \cdot R1 + \theta_2 \cdot R2, \quad (1)$$

если $DX < 0$, то $DXL = DX + L1$, при этом, если $DXL \geq 0$, то $DXL = 0$,

если $DX \geq 0$, то $DXL = DX - L1$, при этом, если $DXL \leq 0$, то, $DXL = 0$ то есть люфт не выбран.

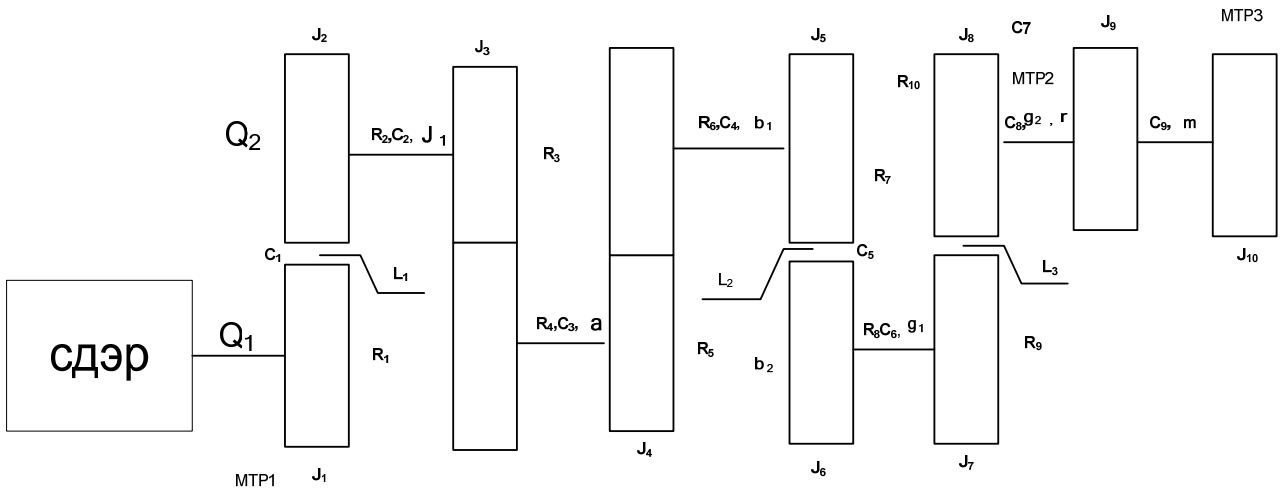


Рис. 2. Кинематическая расчётная схема модели ЭММ БМ СНА

Математическая модель синхронного двигателя с электромагнитной редукцией в виде дифференциальных уравнений имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 J_1 \cdot \ddot{\theta}_1 = & AI1 \cdot CM1 \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot F \cdot t) \times \\
 & \times [SIN(K \cdot \theta_1 + PF1) + COF1 \cdot SIN(2 \cdot K \cdot \theta_1 + PF1) + \\
 & + COF2 \cdot SIN(3 \cdot K \cdot \theta_1 + PF1)] + AI2 \cdot CM2 \times \\
 & \times SIN(2 \cdot \pi \cdot F \cdot t + 120^\circ) \cdot [SIN(K \cdot \theta_1 + 120^\circ + PF2) + \\
 & + COF1 \cdot SIN(2 \cdot K \cdot \theta_1 + 120^\circ + PF2) + \\
 & + COF2 \cdot SIN(3 \cdot K \cdot \theta_1 + 120^\circ + PF2)] + AI3 \cdot CM3 \times \\
 & \times SIN(2 \cdot \pi \cdot F \cdot t - 120^\circ) \cdot [SIN(K \cdot \theta_1 - 120^\circ + PF3) + \\
 & + COF1 \cdot SIN(2 \cdot K \cdot \theta_1 - 120^\circ + PF3) + COF2 \cdot SIN \times \\
 & \times (3 \cdot K \cdot \theta_1 - 120^\circ + PF3)] - KD \cdot \dot{\theta}_1 - \\
 & - DXL \cdot C1 \cdot R1 - MTP1 \cdot SIGN(\dot{\theta}),
 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned}
 J_2 \cdot \ddot{\theta}_2 = & -(\theta_2 - \nu_1) \cdot C2 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\nu}_1) \times \\
 & \times KD2 - DXL \cdot C1 \cdot R2,
 \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned}
 J_3 \cdot \ddot{\nu}_1 = & (\theta_2 - \nu_1) \cdot C2 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\nu}_1) \cdot KD2 - \\
 & - (N2 \cdot \nu_1 + \alpha) \cdot N2 \cdot C3 - (N2 \cdot \dot{\nu}_1 + \dot{\alpha}) \cdot N2 \cdot KD3,
 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned}
 J_4 \cdot \ddot{\alpha} = & - (N2 \cdot \nu_1 + \alpha) \cdot C3 - (N2 \cdot \dot{\nu}_1 + \dot{\alpha}) \cdot KD3 - \\
 & - (N3 \cdot \alpha + \beta_1) \cdot N3 \cdot C4 - (N3 \cdot \dot{\alpha} + \dot{\beta}_1) \cdot N3 \cdot KD4, \\
 N2 = & R3/R4, N3 = R5/R6, \\
 DY = & \beta_1 \cdot R7 + \beta_2 \cdot R8,
 \end{aligned} \quad (5)$$

если $DY < 0$, то $DYL = DY + L2$, при этом, если $DYL \geq 0$, то $DYL = 0$;

если $DY \geq 0$, то $DYL = DY - L2$, при этом, если $DYL \leq 0$, то, $DYL = 0$.

$$\begin{aligned}
 J_5 \cdot \ddot{\beta}_1 = & - (N3 \cdot \alpha + \beta_1) \cdot C4 + (N3 \cdot \dot{\alpha} + \dot{\beta}_1) \times \\
 & \times KD4 - DYL \cdot C5 \cdot R7;
 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned}
 J_6 \cdot \ddot{\beta}_2 = & - DYL \cdot C5 \cdot R8 - \\
 & - (\beta_2 - \gamma_1) \cdot C6 - (\dot{\beta}_2 - \dot{\gamma}_1) \cdot KD6; \\
 DZ = & \gamma_1 \cdot R9 + \gamma_2 \cdot R10,
 \end{aligned} \quad (7)$$

если $DZ < 0$, то $DZL = DZ + L3$, при этом, если $DZL \geq 0$, то $DZL = 0$,

если $DZ \geq 0$, то $DZL = DZ - L3$, при этом, если $DZL \leq 0$, то, $DZL = 0$.

$$\begin{aligned}
 J_7 \cdot \ddot{\gamma}_1 = & (\beta_2 - \gamma_1) \cdot C6 + (\dot{\beta}_2 - \dot{\gamma}_1) \times \\
 & \times KD6 - DZL \cdot C7 \cdot R9,
 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned}
 J_8 \cdot \ddot{\gamma}_2 = & (\rho - \gamma_2) \cdot C8 + (\dot{\rho} - \dot{\gamma}_2) \cdot KD8 - \\
 & - DZL \cdot C7 \cdot R10 - MTP2 \cdot SIGN(\dot{\gamma}_2),
 \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned}
 J_9 \cdot \ddot{\rho} = & - (\rho - \gamma_2) \cdot C8 - (\dot{\rho} - \dot{\gamma}_2) \cdot KD8 + \\
 & + (\mu - \rho) \cdot C9 + (\dot{\mu} - \dot{\rho}) \cdot KD9,
 \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned}
 J_{10} \cdot \ddot{\mu} = & - (\mu - \rho) \cdot C9 - (\dot{\mu} - \dot{\rho}) \times \\
 & \times KD9 - MTP3 \cdot SIGN(\dot{\mu}).
 \end{aligned} \quad (11)$$

В блоке управления системы наведения антенны реализована импульсная форма. При импульсной форме тока в фазах двигатель работает в шаговом режиме. Период тока T разделен на шесть частей, средняя величина в радианах определяется по формуле:

$$\theta_{1ш} = \frac{2 \cdot \pi}{6 \cdot K}, \quad (12)$$

Средняя угловая скорость вычисляется по формуле:

$$\theta_{CP} = \frac{2 \cdot \pi \cdot F}{K}. \quad (13)$$

Передаточное число примененного редуктора

$$i_p = \frac{R2}{R1} \cdot \frac{R4}{R3} \cdot \frac{R6}{R5} \cdot \frac{R8}{R7} \cdot \frac{R10}{R9} = 10809.$$

С учетом параметров редуктора были определены собственные частоты колебаний ступеней редуктора с учётом нежесткости на кручение [1, с. 305]:

$$\omega = \sqrt{\frac{C_H}{J}} \quad (14)$$

102,6 Гц, 127,11 Гц, 103,4 Гц, 12,08 Гц, 20,4 Гц.

На основе проведенного модального анализа антенны в рабочем положении на штанге было получено значение частоты первого тона собственных колебаний антенны 0,83 Гц.

Максимально возможный момент инерции антенны составляет: $J_{10} = 50 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

При проектировании системы были задано следующее ограничение по работе системы: во всем диапазоне скоростей не должен создаваться возмущающий момент более 0,02 Н·м (200 гс·см), в диапазоне частот 0,1–1 Гц амплитуда периодической составляющей возмущающего момента должна быть не более 0,001 Н·м (10 гс·см).

Для оценки возмущающего момента, действующего на космический аппарат при работе системы наведения антенн, рассматривались несколько вариантов. Данные варианты приведены в таблице.

Возмущающий момент определяется как произведение углового ускорения на момент инерции нагрузки, приведённый к выходному валу ЭММ БМ СНА. То есть оценка возмущающего момента при движении БМ СНА производилась относительно места закрепления на элементе конструкции спутника.

По результатам проведенного моделирования движения антенны для оценки возмущающего момента от БМ СНА использовалась формула:

$$M_{\text{BM}} = J_H \frac{d\omega}{dt} \quad (15)$$

Для построения амплитудно-частотных характеристик колебаний скорости и возмущающих моментов использовалась программная среда Matlab, функция fft [2, с. 138], реализующая алгоритм быстрого преобразования Фурье.

Для оценки возмущающего момента, действующего на космический аппарат (в данном случае при работе СНА в режиме программного наведения), рассматривался диапазон частот 0,1–1 Гц. Для вариантов расчётов были получены частотные спектры возмущающего момента. По результатам анализа проведенных расчётов и полученных частотных спектров были определены максимальные амплитуды возмущающего момента и соответствующие им частоты, которые приведены в таблице.

Возмущающий момент немного более 0,02 Н·м (200 гс·см) присутствует в вариантах расчётов 7, 8, 10.

Проведённая оценка по результатам моделирования работы системы показала:

- величина полученных возмущающих моментов не превышает 0,02 Н·м в диапазоне частот 0,1–1,0 Гц во всей временной области;

- наблюдаемые возмущающие моменты не коррелируются с частотами управления, а определяются параметрами зубчатых пар редуктора и выходной ступени.

В результате проведенной работы была получена математическая модель системы наведения антенны, позволяющая моделировать динамические процессы, возникающие в ней, а так же производить оценку возможных возмущающих моментов, которые могут создаваться при её работе. Данные результаты могут быть использованы для оценки динамических процессов на космическом аппарате в целом и оценки влияния на его точность ориентации и ориентацию в пространстве антенны при наведении на наземные пункты, международную космическую станцию, космические аппараты, находящиеся на низкой и круговой орбите.

Максимальные амплитуды возмущающего момента и соответствующие им частоты

№ варианта	$\alpha_{\text{ЦУ}},'$	$\dot{\alpha}_{\text{ЦУ}},'/\text{с}$	Частота 1, Гц	Момент 1, Н×м	Частота 2, Гц	Момент 2, Н×м
1	50	0,2	0,409	0,0142	0,247	0,0104
2	50	0,5	0,1698	0,0184	0,3196	0,0135
3	50	–0,2	0,368	0,01	0,667	0,00856
4	50	–0,5	0,0499	0,0190	0,29	0,0143
5	150	0,2	0,4489	0,0133	0,92	0,0159
6	150	0,5	0,066	0,0191	0,332	0,0105
7	150	–0,2	0,227	0,0293	0,399	0,0194
8	150	–0,5	0,06	0,0223	0,238	0,0209
9	400	0	0,078	0,0104	0,306	0,0103
10	500	0,5	0,829	0,0388	0,889	0,0139
11	0	0,5	0,83	0,0213	0,76	0,0148
12	10	–0,5	0,648	0,0106	0,282	0,00856

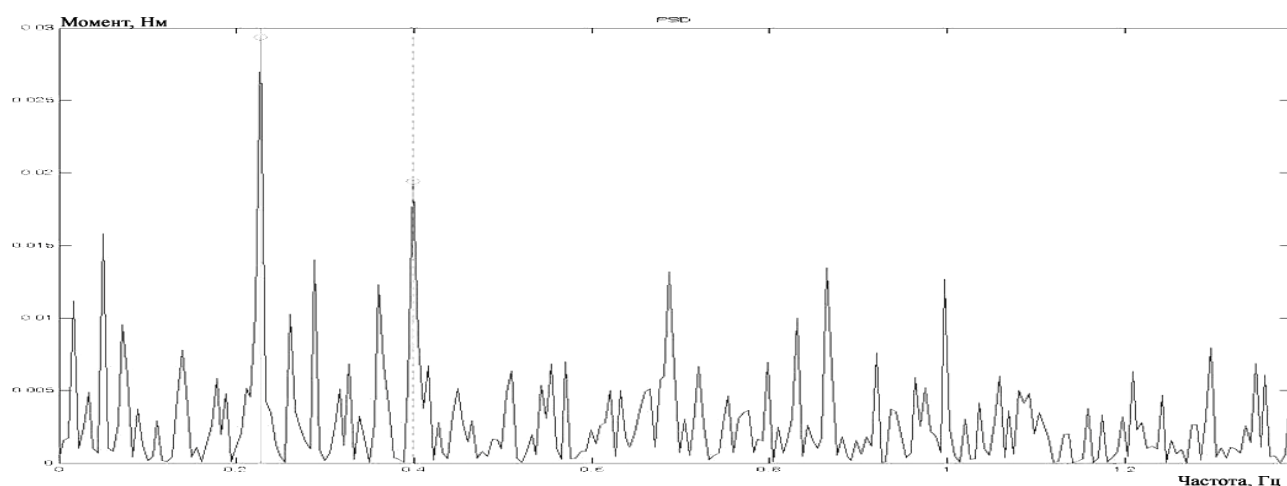


Рис. 3. Частотный спектр возмущающего момента на выходе редуктора (вариант 8)

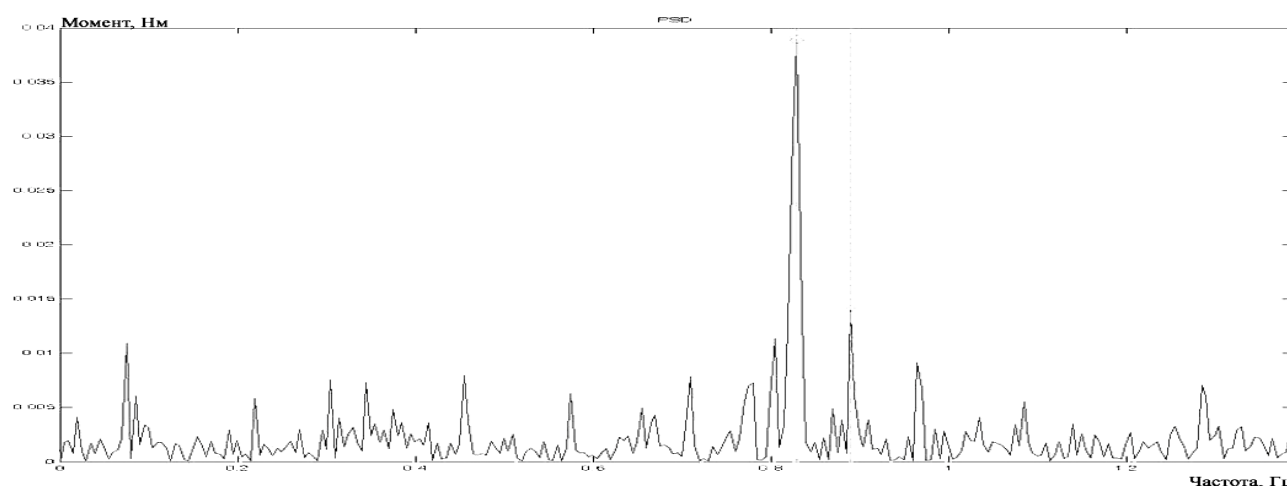


Рис. 4. Частотный спектр возмущающего момента на выходе редуктора (вариант 10)

Библиографические ссылки

1. Левитский Н. И. Колебания в механизмах : учеб. пособие для вузов. М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. 336 с.
2. Дьяконов В. П., Абраменкова И. В. MATLAB. Обработка сигналов и изображений. Специальный справочник. СПб. : Питер, 2002. 608 с.

References

1. Levitskiy N. I. *Kolebaniya v mekhanizmax, ucheb. posobiye dlya vtuzov* (Fluctuations in the mechanisms, a manual for technical universities). Moscow, Nauka, Chap. Ed. Sci. Lit., 1988. 336 p.
2. Dyakonov V. P., Abramenkova I. V. *MATLAB. Obrabotka signalov i izobrazheniy. Spetsial'nyy spravochnik* (MATLAB. Signal and image processing. A special handbook). St.Petersburg, Peter, 2002. 608 p.

© Гончарук А. В., Лукьяненко М. В., Раевский В. А., 2013