### Referens

1. Aleksandrovskaya L. N., Aronov N. Z. *Bezopas*nost' i nadezhnost' tekhnicheskikh system (Safety and reliability of technical systems). Moscow, Logos. 2008, 376 p.

2. Pechkin A. V., Teskin O. I., Tsvetkova G. M. et al. *Teoriya veroyatnostey* (Probability theory). Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Baumana, 2004, vol. XVI, 456 p.

3. Boyko O. G. *Nadezhnost' funktsional'nykh sistem samoletov grazhdanskoy aviatsii* (The reliability of the functional systems of civil aircraft). Moscow, RAN, 2009, 119 p.

4. Boyko O. G., Shaymardanov L. G. *Problemy* mashinostroyeniya i nadezhnosti mashin. Moscow, RAN, 2010, № 5, pp. 40–47.

5. Boyko O. G., Shaymardanov L. G. *Problemy be*zopasnosti i chrezvychaynykh situatsiy. Moscow, VINITI RAN, 2010, № 3, pp. 82–88. 6. Boyko O. G., Shaymardanov L. G. *Materialy VII Vseros. nauch. konf. "Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy i aviatsionnoy tekhniki"* (Proceedings of the VII All-Russia. Scientific. Conf. "The problems of design, manufacture and operation of the rocket-space and aviation technology"), Omsk, Omsk State Technical University Publishing House, 2012, pp. 223–227.

7. Boyko O. G., Shaymardanov L. G. *Materialy IV Vseros. konf. "Bezopasnost' i zhivuchest' tekhnicheskikh sistem"* (Proceedings of the IV All-Russia. Conf. "Safety and Survivability Technical Systems"), Krasnoyarsk, Publishing House of SB Russian Academy of Sciences IF., 2012, vol. 1, pp. 229–234.

8. Boyko O. G., Shaymardanov L. G. *Aktual'nyye* problemy aviatsionnykh i aerokosmicheskikh sistem, Kazan'-Daytona Bich, 2012, vol. 17, № 2 (35), pp. 21–27.

9. Ventsel Ye. S. *Teoriya veroyatnostey* (Probability). Moscow, Gosudarstvennoye izd. f.-m. lit-ry, 1962, 563 p.

© Фурманова Е. А., Бойко О. Г., 2013

УДК 629.78

# АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ УПРУГОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СИЛОВЫМ ГИРОСКОПИЧЕСКИМ КОМПЛЕКСОМ НА БАЗЕ ГИРОДИНА ГД 02-150

Е. Н. Якимов<sup>1</sup>, В. А. Раевский<sup>1</sup>, М. В. Лукьяненко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Информационные спутниковые системы» имени М. Ф. Решетнева» Россия, 662972, Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
<sup>2</sup>Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: sibgau-sau@mail.ru

Рассмотрены актуальные вопросы исследования динамики системы ориентации и стабилизации (СОС) с учетом нежесткости элементов конструкции космического аппарата (КА). Проведены исследования резонансных упругих колебаний в нежестких элементах конструкции КА, таких как панели батареи солнечной (БС) и антенны бортового радиотехнического комплекса (БРТК), возбуждаемых возмущающими моментами силового гироскопического комплекса (СГК) на базе гиродина ГД 02-150 (далее ГД), при формировании им требуемого управляющего момента. Проведен анализ свободного движения «упругого» КА с непрерывным заданием скорости рамки, динамики свободного движения «упругого» КА при воздействии на него моментов со стороны силового гироскопа (СГ) ГД и ошибок от упругих колебаний при работе СГК в контуре управления. Дана оценка величины динамической ошибки ориентации связанной системы координат относительно заданной и угловых отклонений антенны от номинального положения, обусловленных упругими колебаниями. По результатам проведенных исследований разработаны рекомендации по устранению резонансных упругих колебаний в нежестких элементах конструкции КА.

Ключевые слова: система ориентации и стабилизации, силовой гироскопический комплекс, элементы конструкции, резонансные упругие колебания, динамическая ошибка ориентации, алгоритм управления, возмущающий момент.

# ANALYSIS OF THE DYNAMIC PERFORMANCE OF THE POINTING AND ATTITUDE CONTROL SUBSYSTEM OF THE RESILIENT SPACECRAFT WITH POWER GYROSCOPIC UNIT ON THE BASIS OF ГД 02-150 GYRODYNE

E. N. Yakimov<sup>1</sup>, V. A. Raevskiy<sup>1</sup>, M. V. Lukyanenko<sup>2</sup>

 <sup>1</sup>JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev" 52 Lenin st., Zhelenogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia
 <sup>2</sup> Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
 31 "Krasnoyarskiy Rabochiy" prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: sibgau-sau@mail.ru

The actual issues of the analysis of the dynamic performance of pointing and attitude control subsystem including elasticity of spacecraft construction units are considered. Investigations of the resonant elastic vibrations of elastic spacecraft construction units, such as solar array panels and communication payload antennas excited by perturbing moments of power gyroscopic unit on the basis of  $\Gamma \not/ 02$ -150 gyrodyne when required control moment is being formed, are conducted. The analysis of zero-input response of elastic spacecraft with continuous gyro gimbal speed setting, zero-input response dynamic performance of elastic spacecraft when the gyrodyne moments are applied and elastic vibrations errors caused by power gyroscopic unit operation in the subsystem control loop are, are carried out. The assessment of the attitude dynamic error between the connected and the given coordinate systems, and antenna angular deviations from its nominal position caused by the elastic vibrations, is given. Recommendations how to eliminate resonance elastic vibrations of elastic spacecraft construction units are developed basing on the results of the performed investigations.

Keywords: attitude and orbit control subsystem, power gyroscopic unit, construction units, resonant elastic vibrations, attitude dynamic error, control algorithm, perturbing moment.

При исследовании динамики СОС с учетом нежесткости элементов конструкции КА решаются две задачи: синтез алгоритмов управления, обеспечивающих требуемые запасы устойчивости и анализ динамических ошибок от упругих колебаний конструкции в установившемся движении.

В статье проведен анализ резонансных упругих колебаний в нежестких элементах конструкции КА (панели БС и антенны БРТК), возбуждаемых возмущающими моментами СГК на базе ГД, при формировании им требуемого управляющего момента. Дана оценка величины динамической ошибки ориентации связанной системы координат относительно заданной и угловых отклонений антенны от номинального положения, обусловленных упругими колебаниями.

Проведенные исследования позволили выработать рекомендации по устранению резонансных упругих колебаний в нежестких элементах конструкции КА.

При определении амплитуд угловых колебаний корпуса КА и нежестких элементов конструкции, возбуждаемых возмущающими моментами при работе основных исполнительных органов СОС-гиродинов, использовалась математическая модель «упругого» КА. Под возмущающими понимаются моменты, формируемые относительно среднего, требуемого управляющего момента. При изменении возмущающего момента с частотой, близкой или равной собственной частоте упругих колебаний объекта, возможно возникновение резонансных колебаний. Максимальные амплитуды упругих колебаний возникают на низших собственных частотах «упругого» КА, поэтому расчетная модель должна обеспечивать частоты и коэффициенты инерционного влияния в низкочастотной области [1]. Расчетная схема «упругого» КА, полученная при следующих допущениях, приведена на рис. 1:

 корпус КА представляется сосредоточенной массой с его собственными моментами инерции;

 упругие подконструкции (антенны БРТК и крылья панелей БС) представляются упругим безмассовым стержнем, на конце которого сосредоточена вся масса подконструкции;

– учитываются только асимметричные колебания крыльев БС (худший случай).

Имеем:

$$\begin{cases} J\dot{\omega} + 2J_{p}\ddot{\gamma}_{p} + (T_{a1\_c}J_{a}^{a} + [R_{0a1}\times]M_{a}T_{a1\_c}L_{a1})\ddot{\gamma}_{a1}^{a1} + \\ + (T_{a2\_c}J_{a}^{a} + [R_{0a2}\times]M_{a}T_{a2\_c}L_{a2})\ddot{\gamma}_{a2}^{a2} = M_{\Gamma\Pi}, \\ \dot{\omega} + \ddot{\gamma}_{p} + \frac{\delta}{\pi}\omega_{p}\dot{\gamma}_{p} + \omega_{p}^{2}\gamma_{p} = 0, \qquad (1) \\ (T_{a1\_c})^{T}\dot{\omega} + \ddot{\gamma}_{a1}^{a1} + \frac{\delta}{\pi}\omega_{a}^{a}\dot{\gamma}_{a1}^{a1} + (\omega_{a}^{a})^{2}\gamma_{a1}^{a1} = 0, \\ (T_{a2\_c})^{T}\dot{\omega} + \ddot{\gamma}_{a2}^{a2} + \frac{\delta}{\pi}\omega_{a}^{a}\dot{\gamma}_{a2}^{a2} + (\omega_{a}^{a})^{2}\gamma_{a2}^{a2} = 0. \end{cases}$$

Оценка точности совпадения принятой модели с конечно-элементной моделью производилась построением логарифмических амплитудно-частотных и фазо-частотных характеристик каналов управления минимизацией расхождения спектров частот вариацией моментами инерции БС и антенн и их парциальными частотами

Совпадение математических моделей (упрощенной и полной) в низкочастотном диапазоне показано в табл. 1.



Рис. 1. Расчетная схема «упругого» КА

Таблица 1

№ частоты	Частота, Гц						
	Канал рыскания		Канал крена		Канал тангажа		
	UprModel	FullModel	UprModel	FullModel	UprModel	FullModel	
1	0,139 4	0,140 4	0,226 4	0,228 2	0,176 8	0,176 6	
2	0,275 9	0,276 6	0,289 0	0,292 0	0,471 9	0,462 5	
3	0,645 0	0,659 1	0,468 7	0,464 5	—	—	
4	-	0,873 3	-	_	-	-	
№ частоты	Погрешность резонансных частот упрощенной модели от полной, %						
	Канал рыскания		Канал крена		Канал тангажа		
1	0,71		0,79		0,11		
2	0,25		1,03		2,03		
3	2,14		0,90		_		
4	100		_		_		

Для проведения анализа свободного движения «упругого» КА, в состав которого входит ГД, кроме математической модели «упругого» КА необходима математическая модель ГД [2].

ГД представляет собой механическую систему из двух функциональных частей: СГ и привод вращения рамки (ПВР) (рис. 2).



Момент гиродина равен  $M_{\Gamma \Pi} = H \cdot \dot{\alpha}_{np}$ , где  $M_{\Gamma \Pi}$  – момент, создаваемый гиродином; H – кинетический момент маховика (H = const),  $\dot{\alpha}_{np}$  – скорость вращения рамки, создаваемая ПВР,  $f_y$  – управляющая частота шагового двигателя (ШД) ПВР.

В качестве математической модели ПВР взята модель ШД с вязкостью, которая описывается уравнениями

$$M_{\pi} - M_{\mu} = \left(J_{\pi} + J_{\mu}\right) \frac{d^{2}\alpha}{dt^{2}} + K_{\pi} \frac{d\alpha}{dt},$$
  

$$M_{\pi} = M_{_{9M}} - M_{\phi} = M_{0} \cos(4\alpha) - M_{\phi0} \sin(16\alpha), \quad (2)$$
  

$$M_{0} = K_{_{M}}I_{\phi}, \quad M_{_{H}} = M_{c} \operatorname{sign}\left(\frac{d\alpha}{dt}\right),$$

где  $I_{\phi}$  – фазный ток ШД,  $J_{\pi}$  – момент инерции ротора ШД,  $J_{p}$  – момент инерции нагрузки, приведенный к ротору ШД,  $K_{\rm M}$  – коэффициент пропорциональности,  $M_{0}$  – амплитуда электромагнитного момента,  $M_{\pi}$  – динамический момент,  $M_{\rm H}$  – момент нагрузки (при наличии редуктора момент нагрузки принимаем равным моменту сопротивления, приведенному к ротору ШД),  $M_{\phi}$  – момент фиксации ШД,  $M_{\phi 0}$  – амплитуда момента фиксации,  $M_{\rm 3M}$  – электромагнитный момент ШД,  $\alpha$  – угол поворота ротора ШД. Введя оператор  $s = \frac{d}{dt}$ , преобразуем вышеприве-

денные уравнения (2) в одно:

$$K_{\rm M}I_{\rm \phi}\cos(4\alpha) - M_{\rm \phi 0}\sin(16\alpha) -$$
$$-M_{\rm c}\sin(\dot{\alpha}) = \left[ \left( J_{\rm g} + J_{\rm p} \right) s^2 + K_{\rm g} s \right] \alpha.$$

Гироскопический момент формируется импульсами, пропорциональными частоте управления.

В процессе отслеживания орбитального движения и парирования внешних возмущающих моментов скорости рамок ГД медленно меняются и могут считаться постоянными. Тогда, задавая частоту импульсов, соответствующую одной из собственных частот «упругого» КА, можно ожидать возникновения резонансных колебаний конструкции на этой частоте. Было проведено численное моделирование движения «упругого» КА при задании частот управления ПВР, равными частотам упругих колебаний КА.

Значения установившихся амплитуд колебаний и времена достижения резонанса полученные численными расчетами при задании управляющих моментов в диапазоне 8–34 г.см, соответствующем установившемуся режиму, приведены в табл. 2.

Резонанс по крену и тангажу для примера показан на рис. 3 и 4.

Таблица 2

Канал	Ω, °/c	$f_{\rm pe3},$ Гц	Угол КА, "	Угол панели, "	Угол антенны, "	$t_{\rm pe3}$ , c
Рыскание	0,000 3	0,139 4	1,81	4,83	Gax = 0,36; Gay = 0,11	5 000
	0,001 3	0,645	1,6	1,62	Gax = 2,27; Gay = 0,19	1 200
Крен	0,000 5	0,226 4	2,06	3,94	Gax = 1,32; Gay = 3,68	2 500
	0,000 6	0,289	0,67	0,91	Gax = 3,4; Gay = 5,12	2 500
	0,000 9	0,468 7	1,95	2,17	Gax = 0,98; Gay = 3,5	1 500
Тангаж	0,000 9	0,472 0	1,95	2,25	2,86	1 500







Рис. 4. Резонанс по каналу тангажа на частоте  $f_{\rm pes} = 0,471$  9 Гц

Для выявления резонансных колебаний, связанных с импульсным характером формирования момента ГД используется упрощенная модель СГ, в которой частоты следования импульсов моментов имеют стационарный характер.

$$J_{\rm M}\ddot{\alpha}_{\rm M} + {\rm H}\dot{\beta}_{\rm M} = {\rm M}_{\rm rx} ,$$

$$J_{\rm M}\ddot{\beta}_{\rm M} - {\rm H}\dot{\alpha}_{\rm M} = {\rm M}_{\rm ry} ,$$

$$M_{\rm rx} = -C_{\alpha{\rm M}} \left[ \alpha_{\rm M} - A_0 {\rm sign} \left( \alpha_{\rm M} \right) \right] - n_{\alpha} \dot{\alpha}_{\rm M} ,$$

$$M_{\rm ry} = -C_{\beta{\rm M}} \left[ \left( \beta_{\rm M} - \alpha_{\rm np} \right) - A_0 {\rm sign} \left( \beta_{\rm M} - \alpha_{\rm np} \right) \right] -$$

$$- n_{\beta} \left( \dot{\beta}_{\rm M} - \dot{\alpha}_{\rm np} \right) , \qquad (3)$$

причем

если 
$$|\alpha_{_{\mathrm{M}}}| \le A_0$$
, тогда  $C_{\alpha_{\mathrm{M}}} = 0$ ,  $n_{\alpha} = 0$ ,  
если  $|\beta_{_{\mathrm{M}}} - \alpha_{_{\mathrm{TP}}}| \le A_0$ , тогда  $C_{\beta_{\mathrm{M}}} = 0$ ,  $n_{\beta} = 0$ .

Численные расчеты показали: в случае шагового характера задания скорости рамки возникают резонансные упругие колебания при работе ПВР в рабочем диапазоне скоростей, что соответствует диапазону создаваемых моментов 7,8538–34,0329 г.см. Введение демпфирования в диапазоне 0,005–0,01 Нмс в подшипниках вала маховика не привело к заметному уменьшению амплитуды, изменился лишь характер протекания процесса.

Значения установившихся амплитуд колебаний и времени выхода на резонанс приведены в табл. 3.

Проведен анализ свободного движения «упругого» КА с непрерывным заданием скорости рамки при воздействии на «упругий» КА, описываемый уравнениями (1), одного гиродина по каждой оси КА в отдельности. Для определения динамических ошибок при появлении резонансных колебаний проведено численное моделирование свободного движения КА.

Значения установившихся амплитуд колебаний и времени выхода на резонанс приведены в табл. 4.

В соответствии с бюджетом ошибок составляющая динамической ошибки от упругих элементов конструкции КА не должна превышать 12 угл. сек. Видно, что даже при работе одного гиродина амплитуды резонансных колебаний КА и элементов его конструкций значительно превышают эти требования.

Для оценки суммарных амплитуд резонансных колебаний проведено численное моделирование динамики упругого КА с учетом работы СГК в целом, рис. 5.

						Таблица 3
Канал	Ω, °/c	$f_{\rm pe3},$ Гц	Угол КА, "	Угол панели, "	Угол антенны, "	$t_{\rm pe3},{\rm c}$
Рыскание	0,000 3	0,139 4	1,85	4,8	Gax = 0,55; Gay = 0,18	5 000
	0,001 3	0,645	1,74	2,05	Gax = $2,53$ ; Gay = $0,36$	1 200
	0,001 3	0,645*	1,85	2,11	Gax = 2,69; Gay = 0,38	1 200
Крен	0,000 0	0,226 4	2,32	4,26	Gax = 1,84; Gay = 4,43	2 500
	0,000 5	0,289	0,85	1,26	Gax = 3,29; Gay = 5,03	2 500
	0,000 6	0,468 7	2,28	2,67	Gax = 1,47; Gay = 4,35	1 500
Тангаж	0,000 9	0,472 0	2,03	2,7	3	1 500

\* – результаты после введения демпфирования внутри люфта.

Таблица 4 Канал Угол КА, "  $\Omega$ , рад/с  $f_{\rm pe3}$ , Гц Угол панели, " Угол антенны, "  $t_{\rm pe3}$ , c  $3,45 \cdot 10^{-5}$ 1 800 0,1394 9 22 Gax = 2, Gay = 0,8Рыскание 1,649.10-4 9 0,645 11 Gax = 16, Gay = 1,3 500 5,65.10-5 0,226 4 11 18 Gax = 7, Gay = 19 950 Крен 7,22.10-5 0,289 2,5 3 Gax = 13, 850 Gay = 20 1,187.10-4 0,468 7 13 13 Gax = 7, Gay = 24 750 Тангаж  $1,195 \cdot 10^{-4}$ 0,471 9 13 15 20 750









148

Проведен анализ свободного движения «упругого» КА при воздействии на него моментов со стороны СГ ГД. Исследовано суммарное воздействие на «упругий» КА со стороны ГД, входящих в состав СГК [3] и состоящих из четырех ГД. На вход СГ, входящих в СГК, задавались такие скорости, которые приводили к резонансным упругим колебаниям КА и его элементов.

Один из вариантов уменьшения амплитуд резонансных упругих колебаний заключается в введении в радиальные зазоры подшипников вала маховика вязкого трения. Для определения требуемой величины демпфирования проведено численное моделирование для варианта с наибольшими амплитудами резонансных упругих колебаний.

В табл. 5 приведены значения амплитуд колебаний КА и элементов конструкции при изменении коэффициентов демпфирования. Введение вязкого трения внутри радиальных зазоров подшипников маховика приводит к уменьшению амплитуды резонансных колебаний КА и элементов его конструкции, рис. 6.

Для оценки допустимого уровня момента со стороны гиродина, обусловленного нестабильностью заданной скорости вращения рамки в варианте моделирования канала крена со скоростью движения рамки 1,187·10<sup>-4</sup> рад/с (максимальные амплитуды резонансов), на задаваемую скорость накладывались синусоидальные колебания, пропорциональные моментам гиродина в диапазоне от 20 гсм до 100 гсм на собственной частоте антенны. Результаты одного из вариантов моделирования приведены на рис. 7.

При амплитуде синусоиды скорости, соответствующей моменту гиродина в 20 гсм максимальная динамическая ошибка от упругих колебаний не превышает 8 угл. сек.

Tabana	5
таолица	2

Коэффициент демпфирования	Угол КА, "	Угол панели, "	Угол антенны, "
0,005	16,5	16,5	Gax = 8,5, Gay = 30
0,01	13	13	Gax = 7, $Gay = 24$
0,05	5,2	5,2	Gax = 3, $Gay = 10$



Рис. 6. Резонанс по каналу крена на частоте  $f_{pe3} = 0,4687$  Гц (с демпфированием)



Рис. 7. Резонанс по каналу крена на частоте  $f_{\rm pes}=0,468$ 7 Гц (с демпфированием от смазки)

Как отмечалось выше, выявление резонансов с полной моделью СГ затруднено, так как частоты колебания в такой нелинейной системе зависят от амплитуды колебаний в конструкции СГ, поэтому анализировались максимальные амплитуды упругих колебаний конструкции КА при различных скоростях движения рамки. Численное моделирование показало, что амплитуды упругих колебаний КА и его элементов при отсутствии резонансов не превышают допустимых величин. Дополнительно проведено численное моделирование с разными коэффициентами демпфирования на валу СГ и с разными радиальными зазорами подшипников вала маховика, которое показало, что уменьшение радиальных зазоров и введение демпфирования на валу СГ существенно уменьшает амплитуды упругих колебаний КА и его элементов конструкции.

Для определения динамических ошибок от упругих колебаний при работе СГК в контуре управления проведено численное моделирование отработки начальных углов КА с полной моделью СГ. Результаты численного моделирования приведены на рис. 8.

Видно, что динамическая ошибка в установившемся состоянии не превышает 10 угл. сек по угловому движению корпуса, 2 угл. сек по угловому движению панели и 1 угл. сек по угловому движению антенны. Таким образом, проведенный анализ динамики движения системы «упругий» КА плюс СГ на базе ГД позволяет сделать следующие выводы:

 при совпадении частоты управления скоростью ПВР ГД с собственной частотой упругих колебаний конструкции возникают резонансные упругие колебания нежестких элементов конструкции КА;

 при нулевом коэффициенте вязкого трения внутри зазоров в подшипниках возникают резонансы из-за колебаний маховика ГД, обусловленные нежесткостью вала маховика и радиальными зазорами;

– из-за импульсного характера задания скорости ШД ПВР появляется недопустимо большой уровень «паразитных» моментов, генерируемых ГД;

– при непрерывной постоянной скорости рамок ГД СГК и нулевом вязком трении в зазорах подшипников максимальные амплитуды резонансных колебаний составили по корпусу КА 23 угл. сек, по антенне 41 угл. сек;

– введение вязкого трения в зазорах подшипников СГ с коэффициентом демпфирования не ниже 0,05 Нмс, уменьшение радиальных зазоров подшипников ГД и линейное задание скорости рамки позволяют либо исключить резонансные колебания полностью, либо свести их к периодическим биениям с амплитудами на уровне единиц угловых секунд и длительностью не более 100 с. При этом допустимые величины возмущающих моментов ГД в диапазоне частот от 0–1 Гц, обусловленные нестабильностью задаваемой скорости рамки, не должны превышать 20 гсм.





Рис. 8. Результаты численного моделирования отработки начальных углов КА с полной моделью СГ

#### Библиографические ссылки

1. Раевский В. А., Якимов Е. Н. Дополнение к эс-кизному проекту ФЭИТ.371111.004. 2004.

2. Якимов Е. Н. Техническое задание на разработку гиродина ГД-02-150 (771.ТЗ). 2003.

3. Раевский В. А., Лукьяненко М. В. Курбатов Е. М. Современное состояние и перспективы развития систем управления космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2003. Вып. 4. С. 141–147.

## Referens

1. Rayevskiy V. A., Yakimov Ye. N. *Dopolneniye k* eskiznomu proyektu FEIT.371111.004 (Supplement to the preliminary design FEIT.371111.004), 2004.

2. Yakimov Ye. N. *Tekhnicheskoye zadaniye na razrabotku girodina GD-02-150 (771.TZ)* (Technical specification for development gyrodynes DG-02-150 (771.TZ)), 2003.

3. Rayevskiy V. A., Luk'yanenko M. V. Kurbatov Ye. M. *Vestnik SibGAU*. 2003, № 4, pp. 141–147.

© Якимов Е. Н., Раевский В. А., Лукьяненко М. В., 2013