Міністерство освіти і науки України Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

СИСТЕМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Збірник наукових праць

Том XVII

Міністерство освіти і науки України Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

СИСТЕМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Збірник наукових праць

Том XVII

За науковою редакцією доктора техн. наук, професора С. О. Давидова

> Дніпропетровськ «Пороги» 2014

УДК 629.7.01 ББК 63.3(4Укр.-4Дні) я 5 С 41

Друкується за рішенням Вченої ради Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара згідно із затвердженим планом видань на 2014 рік (протокол № 6 від 19.12.2013) Упорядник: К. В. Горєлова

Науковий редактор: Давидов С. О. – д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектування та конструкцій фіз.-техн. ф-ту ДНУ

- Редакційна колегія: Горбулін В.П. д-р техн. Наук, акад., Національна академія наук України; Джур Є. О. — д-р техн. наук, проф. каф. технології виробництва фіз.техн. ф-ту ДНУ; Манько Т. А. — д-р техн. наук, проф. каф. технології виробництва фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Дронь М. М. — д-р техн. наук, проф. каф. проектування та конструкцій фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Шептун Ю. Д. — д-р техн. наук, проф., зав. каф. робото-технічних систем фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Газарханов Е.Т. — д-р техн. наук, проф., пом. Ректора Національної академії авіації, Баку, Азербайджан; Бйонг Ю.Х. — д-р техн. наук, проф., університет Конкук, Сеул, Корея
- Відповідальний секретар: Горєлова К. В. математик 1 категорії кафедри математичного аналізу та теорії функцій механіко-математичного факультету ДНУ ім. О.Гончара.
- Рецензенти: Бєляєв М. М. д-р фіз.-мат. наук, проф., зав. каф. гідравліки та водопостачання Дніпропетровського національного університету залізничного транспорту ім. академіка В. Лазаряна;

Абрамовський Є.Р. – д-р. фіз..-мат. наук, проф. каф. аерогідромеханіки та енергомасопереносу механіко-математичного факультету ДНУ ім. О.Гончара.

Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної

С 41 **техніки:** Зб. наук. пр. / наук. ред. д-р техн. наук С. О. Давидов. – Д.: Пороги, 2014. – 145 с.

ISBN 978-617-518-298-7

Наведено результати досліджень у галузі оптимального проектування, аналізу надійності та динаміки аерокосмічних систем, експериментальних та числових досліджень процесів в окремих підсистемах аерокосмічної техніки. Праці мають практичну спрямованість. Їхньою метою є підвищення ефективності та удосконалення процесу створення аерокосмічної техніки.

Збірник розрахований на фахівців у галузі проектування аерокосмічної техніки, а також аспірантів та студентів відповідних спеціальностей.

УДК 629.7.01

ББК 63.3(4Укр.-4Дні) я 5

©Горєлова К.В., упорядкування, 2014

ISBN 978-617-518-298-7

УДК 533.6:621 548

Abramovsky Yev. R.*, Leshchenko I.G.*, Lychagin M.M.*, Bozhko V.S. *

Tarasov S.V.**, Kostiukov I. Yur.**

* Oles Gonchar Dnipropetrovsk National University, **Institute of Transport Systems and Technologies of Ukrainian National Academy of Science

SIMPLIFIED METHODS OF COMPUTER-AIDED WIND TURBINES DESIGN

Розглядається проблема оптимального проектування вітрових двигунів різного типу. Запропонована нова комбінована цільова функція, яка одночасно включає параметри вітродвигуна і локальних вітрових характеристик. Показано, що використання спрощеної, комп'ютерно-орієнтовної методики проектування розрахунків дозволяє підвищити річну енерговіддачу вітродвигунів, розміщених в заданому географічному пункті.

Ключові слова: вітровий двигун, оптимальне проектування, локальні вітрові умови, адаптований програмний продукт.

Рассматривается проблема оптимального проектирования ветровых двигателей различного типа. Предложена новая комбинированная целевая функция, которая одновременно включает параметры ветродвигателей и локальные ветровые характеристики. Показано, что использование упрощенной компьютерноориентированной методики проектных расчетов позволяет увеличить годовую энергоотдачу ветродвигателей, установленных в определенном географическом пункте

Ключевые слова: ветряной двигатель, оптимальное проектирование, локальные ветровые условия, адаптированный программный продукт.

The problem of optimal design of different types of wind turbines is considered. The new combined objective function, which includes wind turbine parameters and local wind characteristics, is used in optimization procedure. It is shown that the application of suggested simplified computer-aided design technique allows to increase annual wind energy output at a given wind turbine site.

Key words: wind turbine, optimal design, local wind conditions, adapted software.

1. Introductory remarks. The rapid growth of wind energy production in the world initiated the further development of the new and improvement of the existing methods of wind turbine (WT) design. There exist a lot of publications devoted to the subject of interest [1-20]. The suggested in such publications methods are characterized by different approaches to mathematical modeling and different level of accuracy in determination of basic WT parameters. At the same time to the problem of adaptation of these parameters to the local wind conditions such methods still pay less attention than it necessary to do. The presented in this paper method intends to cover this problem by the use of appropriate optimization technique and

[©] Yev. R. Abramovsky, I.G. Leshchenko, M.M. Lychagin, V.S. Bozhko, S.V. Tarasov, I. Yur. Kostiukov, 2014

determination at WT parameters adapted to local wind characteristics, such as mean annual wind speed (MAWS) and its frequency distribution (WSFD). This problem has been discussed in several previous publications of authors [21-24] and here is suggested some new approaches to its solution.

It is known that design procedure consists of several components, and a major parts of them are as follows:

- 1) Theoretical analysis and calculations which includes the determination of all operational parameters, such as aerodynamic characteristic of rotating blades, power coefficient C_p and its behavior with respect to tip-speed ratio λ , formation of power curve (power of WT versus wind speed), loads and structural stresses analysis, calculation of dynamic characteristics, determination of the rotor blade geometry, nominal wind velocity V_N and nominal rotational velocity ω_N , annual wind energy output, efficiency factor and others. This part of design procedure is based on the principles of optimization of main WT parameters.
- 2) Structural design of all WT constituent parts, such as rotor, mechanical drivetrain, electric generator, control system, supporting tower and many others.
- 3) Development of appropriate manufacturing, installation and maintenance technology of WT.
- 4) Accomplishment of thorough economic analysis of manufacturing and maintenance costs, as well as costs of produced energy. The design procedure is usually completed with preparation of corresponding technical documentation.

According to national standards the design procedure is usually subdivided into several stages. In Ukraine we usually follow the appropriate national standard – (ГОСТ 2.103 – 68 – in Russian). In Russian these stages are called: «Техническое предложение» \rightarrow «Эскизный проект» \rightarrow «Технический проект». The corresponding English definitions can be formulated as follows: «Conceptual» \rightarrow «Preliminary» \rightarrow «Detailed» designs. In the computer-aided design (CAD) the first stage is the most important. Actually, almost all theoretical analysis can be performed at the conceptual stage. Design procedure starts usually with selection of WT type, which is determined by the character of its exploitation. The application of approximate, engineering methods and simplified relations at this stage provides the opportunity to consider the large number of the alternative variants in order to obtain optimal solution.

At the final stages of design the more correct, and therefore, more complicated methods of WT design are used. It is known that computer-aided design (CAD) is erratic system which is based on the «dialog» between the designer and computer. Designer in this procedure relies upon his experience, and upon the statistical data which were accumulated during the analysis of existing prototypes. In this paper the appropriate statistical data will be presented for the use in the design procedure.

2. Methodical background. In this work we will consider two main types of WT which have either horizontal or vertical axis of rotation – HAWT or VAWT. First

of all, we introduce the design variables, starting with power coefficient C_p which is given by relation

$$C_p = P_1 / P_0 , . \tag{1}$$

where P_0 is the power of undisturbed wind flow and P_1 – is the power extracted from the wind by WT. Tip-speed ratio λ is also very important nondimensional parameter

$$\lambda = \omega R / V_0 \,. \tag{2}$$

Here ω is rotational velocity of WT; *R* is length of the blade for HAWT and for VAWT it will be maximal distance of a blade section from axis of rotation. Power of the wind is proportional to cubed velocity.

$$P_0 = 0.5 \rho V_0^3 S_1, \tag{3}$$

where ρ is air density, S_1 is rotor swept area and V_0 is wind velocity far upstream of the rotor.

The proposed here appropriate method of WT design will be based on the use of special optimization technique. Problem of WT optimal design have been discussed in such publications as [25-30] and many others. In this paper we suggest new, combined objective function, which allows to determine WT parameters optimally adapted to local wind conditions at a proper site.



Fig. 1. Schematic view of HAWT-(left) and VAWT-(right)

3. Design of horizontal axis wind turbines. Optimal design procedure of HAWT will be subdivided on two consequtive stages. At the first stage of such procedure we will determine optimal geometry of the rotor blades which provides

maximal value of power coefficient. It means that $C_p(\lambda)$ will be considered as objective function. Geometrical constrains will be determined by relations (5) and (6). As a mathematical model in this case we will use the blade element theory (see, for example, [20] or [21]). According to this model, power coefficient of WT can be presented in the form:

$$C_p = 8\lambda \int_{\overline{r}_0}^1 (1 - \overline{v}_1) \cdot \overline{u}_1 \, \overline{r}^2 d\overline{r} \,. \tag{4}$$

In this expression v_1 and u_1 are axial and circumferential induced velocities in the plain of rotation, $\overline{v}_1 = v_1/V_0$ and $\overline{u}_1 = u_1/V_0$; *r* is distance from axis of rotation, $\overline{r} = r/R$; \overline{r}_0 – determines the position of root chord on the blade (Fig. 2)



Fig. 2. Typical geometry of HAWT blade

The values of \bar{v}_1 and \bar{u}_1 depend on \bar{r} . Blade chord and twist angle variations along the blade depend on \bar{r} as well, i.e. $\bar{b} = \bar{b}(\bar{r})$ and $\varphi = \varphi(\bar{r})$. It is known that the optimal shape of HAWT blade has curvilinear leading and trailing edges. At the same time, due to technological and other requirements both edges of contemporary blades are usually straight-lined. In such case the shape of the blade can be presented in the form:

$$\overline{b} = \frac{b}{R} = \overline{b}_k \left[\frac{\overline{b}_0}{\overline{b}_k} - \left(\frac{\overline{b}_0}{\overline{b}_k} - 1 \right) \left(\frac{\overline{r} - \overline{r}_0}{1 - \overline{r}_0} \right) \right].$$
(5)

The relation $\overline{b_0}/\overline{b_k}$ is determined with the use of statistical data, $\overline{b_0}/\overline{b_k} \approx 4.5...5.0$ and $\overline{r_0} \approx 0.15...0.20$. Geometry of the blade is also characterized by the shape of the airfoil section. Here we will use «Espero» airfoil section, which was suggested by Sabinin [7]. Aerodynamic coefficients of this section – the drag coefficient C_x and lift coefficient C_y as function of angle of attack α are determined experimentally and can be found in [21,24]. Relative thickness of airfoil $\tilde{\delta} = \delta/b$ is usually varies linearly along the blade

$$\widetilde{\delta} = \frac{\delta(\overline{r})}{\overline{b}(\overline{r})} = \widetilde{\delta}_0 - \frac{\widetilde{\delta}_0 - \widetilde{\delta}_k}{1 - \overline{r}_0} (\overline{r} - \overline{r}_0).$$
(6)

Here we assume that $\tilde{\delta}_0 = 0.35$ and $\tilde{\delta}_k = 0.10$, when $\bar{r} = \bar{r}_0$ and $\bar{r} = 1$ respectively, and $\bar{r}_0 = 0.2$.

The variation of a setting angle (twist angle) φ with respect to \bar{r} and the induced velocities \bar{v}_1 and \bar{u}_1 are obtained from expressions

$$\frac{\overline{v}_{1}}{1-\overline{v}_{1}} = \frac{\overline{b} \cdot l}{\pi} \cdot \frac{C_{y} \cos\beta + C_{x} \sin\beta}{8\overline{r} \sin^{2}\beta},$$
(7)

$$\frac{\overline{u}_{1}}{\lambda\overline{r}+\overline{u}_{1}} = \frac{\overline{b}\cdot l}{\pi} \cdot \frac{C_{y}\sin\beta - C_{x}\cos\beta}{8\overline{r}\sin\beta\cos\beta},$$
(8)

$$\beta = \operatorname{arctg} \frac{1 - \overline{v}_1}{\lambda \overline{r} + \overline{u}_1},\tag{9}$$

$$\varphi = \beta - \alpha \,. \tag{10}$$

Here *l* is number of blades, β is the angle between the local velocity vector \overline{W} and plane of rotation. The combination $\overline{b} \cdot l/\pi = \sigma$ is called solidity factor. The chord \overline{b} should be substituted from (5).

It is suggested that angle φ in each blade section should provide angle of attack α_0 , which corresponds to maximal value of airfoil efficiency $K = C_y/C_x$. For "Espero" airfoil the values of α_0 for different $\tilde{\delta}$, as well as corresponding values of C_x and C_y are given in the Table 1.

Table 1. Values of α_0 , C_x and C_y for a different unexpress b									
$\widetilde{\delta} = \delta / b$	$lpha_0^\circ$	$C_y(\alpha_0)$	$C_x(\alpha_0)$						
0.100	4.35	0.830	0.00623						
0.125	4.10	0.880	0.00680						
0.150	3.60	0.940	0.00700						
0.200	1.40	1.000	0.00870						
0.220	-0.50	0.960	0.01220						
0.240	-1.00	0.980	0.01620						
0.300	-1.50	0.946	0.08232						

Table 1. Values of α_0 , C_x and C_y for a different thickness $\tilde{\delta}$

According to (5) and (7) - (10) we can write

$$C_{p} = f_{1}(\bar{r}) \cdot f_{2}(\lambda \bar{r}, \alpha, C_{x}, C_{y}, \sigma).$$
(11)

As far as $\alpha = \alpha_0$ and corresponding values of C_x and C_y are known, we can see that C_p at a given section of blade depends only on one parameter - rotor solidity factor $\sigma = \overline{b} \cdot l/\pi$. Hawing in mind expression (5) for $\overline{b}(\overline{r})$ we can see that behavior of C_p with respect to λ , i.e. $C_p(\lambda)$ is determined only by the value of \overline{b}_k . The typical dependence $C_p(\lambda)$ is shown in Fig. 3.



Fig. 3. Power coefficient C_p as a function of $\overline{b}_k = b_k/R$ (i.e. different solidity factors)

In this case $\overline{b}_k = b_k/R$ should be selected as variation parameter when optimization problem, aimed at obtaining maximum value of $C_p = C_{pm}$, is considered. Initial value of \overline{b}_k in this procedure can be obtained with the use of expression [24].

$$\overline{b}_{k} = \frac{16\pi}{9} \cdot \frac{G}{\lambda_{m} \cdot l \cdot C_{y}} \sqrt{\frac{1}{\lambda_{m}^{2} \cdot \overline{r}^{2} + 4/9}}$$
(12)

Here λ_m corresponds to maximum value of C_p . for HAWT, and usually $\lambda_m \approx 6 \div 7$, $C_y -$ corresponds to the tip blade section (for $\tilde{\delta}_k = 0.1$ we have $C_y = 0.8$ – see Table 1) in this case when $\bar{b} = \bar{b}_k$ we have $\bar{r} = 1$, *G* is correction factor, $G \approx 0.7$. We will suggest that HAWT has three blades, i.e. l = 3. The calculation of C_p as a function of λ and its optimization will be performed with the use of expressions (4)...(10).

The consecutive steps of this procedure are presented below:

- 1) Assume value of \overline{b}_k .
- 2) Assume λ for a given \overline{b}_k within the range $\lambda = 1...\lambda_k$, where $\lambda = \lambda_k$ corresponds $C_p(\lambda)=0$ (autorotation regime).
- 3) For a given λ assume \bar{r} within the range from 0.2 to 1.0;
- 4) Determine $\tilde{\delta} = \tilde{\delta}(\bar{r})$ from (6).
- 5) Determine $\alpha = \alpha_0$, and corresponding values of C_x and C_y as a function of \bar{r} see the Table 1.
- 6) Determine $\overline{b}(\overline{r})$ from (5).
- 7) With the of (7), (8), (9) conduct the iteration procedure to obtain $\beta(\bar{r})$, $\bar{v}_1(\bar{r})$ and $\bar{u}_1(\bar{r})$. This procedure is given below (*a*, *b*, *c*, *d* points)
 - a) Assume $\overline{u}_1 = \overline{v}_1 = 0$ and obtain β from (9);
 - b) Obtain \overline{u}_1 and \overline{v}_1 from (7) and (8);

- c) Obtain β from (9) and return to position b;
- d) Stop the iteration process when difference between consequent and previous values of \overline{v}_1 and \overline{u}_1 are small enough (less than it was assumed). Hence, we will have $\overline{v}_1(r_i)$, $\overline{u}_1(r_i)$ and $\varphi(r_i)$, which are obtained from (10);
- 8) Hawing the $\overline{v}_1(\overline{r})$ and $\overline{u}_1(\overline{r})$ for a given \overline{b}_k and different λ , determine $C_p(\lambda)$ from (4).
- 9) Assume new value of \overline{b}_k and repeat the steps (2) (8).
- 10) By comparing $C_{p}(\lambda)$ for different \overline{b}_{k} select the optimal variant.

In Fig. 3 is shown C_p as a function of λ for different \overline{b}_k and its maximum values. Value of \overline{b}_k at the optimal variant should be selected with the use of two factors: value of C_{pm} and the width of so-called «peak zone». Wide peak zone provides more stable performance of WT when C_p deviates from its maximum position (it does not drop very rapidly). It can be shown that twist angle variation along the blade, i.e. $\varphi(\overline{r})$, depends on λ . At the final position of optimization procedure (when \overline{b}_k and total solidity factor σ_{Σ} is fixed) the twist angle φ as a function of \overline{r} can be also fixed for $\lambda = \lambda_m (\lambda_m \text{ corresponds to } C_p = C_{pm})$. Total solidity factor σ_{Σ} is determined as relation of blade area to the swept area of WT.

As a result of presented above computation we obtain: geometry of the rotor blades for a selected HAWT, thickness $\tilde{\delta}(\bar{r})$, chord $\bar{b}(\bar{r})$ and angle $\varphi(\bar{r})$ variations along the blades; power coefficient as a function of tip speed ratio $-C_p(\lambda)$.

Torque coefficient C_M and the thrust coefficient C_k is determined from the relations

$$C_{M} = C_{p} / \lambda , \qquad (13)$$

$$C_k = 8 \int_{\overline{r}_0}^1 (1 - \overline{v}_1) \overline{v}_1 \overline{r} d\overline{r} .$$
(14)

Here $\overline{v}_1(\overline{r})$ is obtained earlier (position d in the iterative procedure).

It is necessary to emphasize that rotor geometry, its aerodynamic and power characteristics are obtained with the use of optimization procedure.

There exist several modification of the blade element theory. One of them is presented in [31]. System of equations (7)...(10) have been transformed to the form

$$\sin\beta - 2\lambda\bar{r}\sin^2\beta - \frac{\sigma}{4\bar{r}}\left[\left(C_y + \lambda\bar{r}C_x\right)\cdot\sin\beta + \left(\lambda\bar{r}C_y - C_x\right)\cos\beta\right] = 0$$
(15)

$$\beta = \alpha + \varphi \tag{16}$$

When $\alpha = \alpha_0$ fixed we have two unknown variables - β an φ . By solving this equations we can obtaine \overline{v}_1 and \overline{u}_1 with the use of relations

$$\overline{v}_{1} = \frac{\sigma C_{t}}{\sigma C_{t} + 8\overline{r}\sin^{2}\beta}$$
(17)

$$\overline{u}_1 = \frac{C_n}{C_t} \cdot \overline{V_1},\tag{18}$$

where

$$C_n = C_v \cos \alpha + C_x \sin \alpha \tag{19}$$

$$C_t = C_v \sin \alpha - C_x \cos \alpha \tag{20}$$

With the aid of relations (15)...(20) have been performed optimization of HAWT blade. At the beginning of the procedure was obtained the blade geometry with curvilinear leading and trailing edges and then it was transformed to straight-lined edges. The results are shown in Fig.4 and Fig.5



Fig. 4. Power coefficient Cp as a function of tip-speed ratio λ for different σ_{Σ}

Here σ_{Σ} is total blade solidity (relation of blade area to the WT swept area). The twist angle variation along the blade is presented in Fig.5.

Fig.4 shows that dependence $C_p(\lambda)$ for optimal blade can be non monotonous. The second stage of optimization is based on the use of annual WT energy output per unit of the swept area - $\overline{E} = E/S_1$.



Fig. 5. Twist anale φ as a function of $\overline{r} = r$

The dependence of \overline{E} from the nominal wind velocity V_N , i.e. $\overline{E}(V_N)$ will serve as objective function, which is necessary to maximize at the intended WT site.

$$\overline{E} = \overline{P} \cdot T = \frac{\rho \eta T}{2000} \int_{V_s}^{V_N} V^3 C_p(V) f(V) dV + \frac{\rho V_N^3 C_{pm} T}{2000} \int_{V_N}^{V_k} f(V) dV$$
(21)

Here \overline{P} (kW) is mean annual WT power density; ρ is air density; $\eta = \eta_1 \cdot \eta_2$ (η_1 is efficiency of drive-train, $\eta_1 \approx 0.9$, and η_2 is efficiency of electric generator, $\eta_2 \approx 0.9$); T = 8760 hour (annual time); f(V) - is wind speed frequency distribution at the proper WT site; V_N - nominal wind velocity; V_s - starting velocity; V_k - cut out velocity (wind storm velocity); nominal WT power P_N will be given and serves as initial dimensional parameter in the design procedure

$$P_N = \frac{\rho V_N^3}{2} \cdot C_{pm} \cdot \eta \cdot S_1 \tag{22}$$

Nominal velocity V_N is the variation parameter and is determined as a function of mean annual wind speed V_c

$$V_N / V_c == 1.5...2.5$$
 (23)

If nominal velocity V_N and λ_m is fixed, we can obtain $C_p(V)$, when $C_p(\lambda)$ is given. In this case we have

$$\lambda = \frac{\omega R}{V} = \frac{(\omega R)_N}{V_N} \cdot \frac{V_N}{V} = \lambda_m \frac{V_N}{V}$$
(24)

As far as λ_m and V_N is known, we will have C_p as a function of V.

The constrains at this stage will include, first of all, parameters, which have been obtained at the first stage, namely: the optimal (for a given type of WT) function $C_p(\lambda)$ with fixed value of $C_p = C_{pm}$ and corresponding to it value of $\lambda = \lambda_m$.

Constrains includes several local wind characteristics: wind velocity density function (WVDF) f(V) and mean annual wind speed $V_{\tilde{n}}$ at the intended WT site. Apart from the named constrains we also have: $0 < V < V_k$; $V_s < V_N < V_k$; $V_k \approx 25...30$ m/s; $V_s \approx 3...4$ m/s.

The optimal design procedure includes the following steps:

- 1. Select nominal velocity with the use of (23);
- 2. Transform function $C_p(\lambda)$, obtained at the first stage, to $C_p(V)$ with the use of (24);
- 3. Determine \overline{P} from (21);
- 4. Select new value of V_N and repeat procedure from the step 1 to step 3;
- 5. Calculate the function $\overline{P}(V_N)$ and fix the value of V_N , where \overline{P} has maximum.

4. Design of vertical axis wind turbine. Optimal design of VAWT is based on the use of other calculation technique as compared it to HAWT. There exist several specific methods which can be applied for this purpose. By working within framework of conceptual design, we intend to use simple and straightforward methods. One of them have been suggested by Templin in 1974 [32]. It is based on single stream tube approach when the induced velocity V_1 is supposed to be constant across the rotor. This approximate theory allows to obtain a closed solution. Detailed description of the method is presented, for example, in [21]. Plane view of the flow near such rotor is shown in Fig.6.

It is known that there exist two categories of VAWT – lift-driven rotors (like Darrieus WT), and drag-driven rotors (like Savonius WT). Here we will consider the first category. It will be also supposed that such WT have electric generator and are connected to external electricity grid. The schematic presentation of VAWT rotor is given in Fig. 7



Fig.6. Plane view of the flow near the vertical rotor

Fig. 7. Schematic presentation of VAWT rotor.

Here 1 is central shaft and 2 is curvilinear blade.

In the case when top and bottom radiuses equal to zero, i.e. $r = r_1 = 0$, we will have classic WT rotor, which have been introduced by Darrieus, see, for example [11].

On the other hand, when $r_1 = R$ we will have so-called H-rotor with the straight-lined and vertically suspended blades, and $\delta = 0$. Curvilinear blades of the rotor, shown in Fig.7, can be approximately represented by parabola. With the use of *r*, *z* as coordinate system the rotor shape will be described by expression

$$\bar{r} = 1 - \frac{4(1 - \bar{r}_1)}{\bar{H}^2} \left(\bar{z} - \frac{\bar{H}}{2}\right)^2,$$
 (25)

where $\bar{r} = r/R$; $\bar{r}_1 = r_1/R$; $\bar{z} = z/R$; $\bar{H} = H/R$. Value of \bar{H} is usually selected by designer and according to statistics, $\bar{H} \approx 1.5 - 2.0$. The swept area of the rotor S_1 is given by

$$S_{1} = \frac{2}{3}R^{2}\overline{H}(2\bar{r}_{1}+1)$$
(26)

The second stage of optimal design is oriented on other objective function and corresponding constrains. As an objective function we suggest mean annual values of wind power density $\overline{P} = P_c / S_1 = f_1(V_N)$ or energy output S_1 , $\overline{E} = E / S_1 = f_2(V_N)$, per unite of swept area S_1 which is necessary to maximize. There exists simple interrelation between these two parameters:

$$\overline{E} = \overline{P} \cdot T(kWh) \tag{37}$$

$$C_{p} = \frac{3 \cdot \sigma \cdot \overline{V_{1}}^{3} \lambda_{1}}{4\overline{H}(2\overline{r_{1}}+1)} \int_{0}^{\overline{H}} d\overline{z} \int_{0}^{2\pi} C_{t} \cdot \frac{\overline{W}^{2}}{\overline{V}^{2}} \cdot \frac{\overline{r}}{\cos \delta} d\theta, \qquad (27)$$

where W is total velocity ahead of airfoil section of the blade, and then

$$\left(\overline{W}/\overline{V_1}\right)^2 = \sin^2\theta\cos^2\delta + \left(\lambda_1\overline{r} + \cos\theta\right)^2,$$
(28)

$$\lambda_1 = \frac{\omega R}{V_1} = \frac{\lambda}{\overline{V_1}},\tag{29}$$

$$V_1 = \frac{1}{1+G},$$
 (30)

$$G = \frac{3 \cdot \sigma}{16\overline{H}(2\overline{r_1} + 1)} \int_{0}^{\overline{H}} d\overline{z} \int_{0}^{2\pi} \frac{\overline{W}^2}{\overline{V}^2} \left(C_n \sin\theta - \frac{C_t \cos\theta}{\cos\delta} \right) d\theta, \qquad (31)$$

$$C_t = C_y \sin \alpha - C_x \cos \alpha , \qquad (32)$$

$$C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha , \qquad (33)$$

$$\alpha = \arctan \frac{\sin\theta\cos\delta}{\lambda_1 \bar{r} + \cos\theta}.$$
(34)

Solidity factor σ is given by relation

$$\sigma = \frac{b \cdot l}{\pi R} = \frac{b \cdot l}{\pi}$$
(35)

16

Here *b* is chord of airfoil section of the blade, and $\overline{b} = b/R$. As well as in the case of HAWT, optimal design of VAWT will be also subdivided in two stages. Let's consider the first stage (optimization of Darrieus H-rotor). For this rotor power coefficient C_p has the form

$$C_{p} = \frac{\sigma \cdot \overline{V_{1}}^{3} \lambda_{1}}{4\overline{H}} \int_{0}^{\overline{H}} d\overline{z} \int_{0}^{2\pi} \left(C_{t} \cdot \frac{W^{2}}{V^{2}} \right) d\theta$$
(36)

The objective function at this stage will be $C_p(\lambda)$, which is necessary to maximize. The variation parameter will be solidity factor σ . The necessary constrains will be as follows:

- Geometry of blade airfoil section and its aerodynamic characteristics $C_{\chi}(\alpha)$ and $C_{\gamma}(\alpha)$ are given;
- Tip-speed ratio λ varies within the range from $\lambda_1=1$ to $\lambda=\lambda_{Ik}$ where λ_{Ik} corresponds to autorotation regime (when $C_p \rightarrow 0$);
- Power coefficient, $C_p \ge 0$;
- Number of blades, l=2...4.

Optimization procedure consist of several steps. Here we present such procedure.

- 1. Assume value of solidity factor σ within the range from $\sigma=0.05$ to $\sigma=0.5$;
- 2. Assume value of λ_1 , starting from $\lambda_1=1$ and up to $\lambda_1=\lambda_{1k}$;
- 3. Select the azimuthal angle within the rouge from $\theta = 0$ to $\theta = 2\pi$;
- 4. Determine the angle of attack with the use of (34);
- 5. Determine C_t and C_n with the use of (32) and (33);
- 6. Determine $(\overline{W} / \overline{V_1})^2$ from (28);
- 7. Determine G from (31);
- 8. Determine $\overline{v_1}$ from (30);
- 9. Determine C_p for a given λ_1 with the use of (27);
- 10. Assume new value of λ_1 and repeat the procedure from the step (26) to step (33);
- 11.Determine λ from (26);
- 12. Obtain the function $C_p(\lambda)$ for a given value of σ ;
- 13. Assume the new value of σ and repeat the procedure from step 1 to step 12;
- 14. Obtains the function $C_p(\lambda)$ for the next value of σ ;
- 15.Perform analysis of $C_p(\lambda)$ for a different values of σ and select an optimal variant, having in mind maximum value of C_p and the width of a peak zone.

Power coefficient C_p as a function of λ for vertical-axis rotor is shown in Fig.8 for different solidity factors σ . It can be seen that $C_p(\lambda)$ for $\sigma=0.15$, which have $C_{pm}=0.42$ and $\lambda_m=4$, can be recommended as optimal variant because it has high value C_{pm} and wide peak zone.

The second stage of optimal design is oriented on other objective function and corresponding constrains. As an objective function we suggest mean annual values of wind power density $\overline{P} = P_c / S_1 = f_1(V_N)$ or energy output S_1 , $\overline{E} = E / S_1 = f_2(V_N)$, perunite of swept area S_1 which is necessary to maximize. There exists simple interrelation between these two parameters:

 $\overline{E} = \overline{P} \cdot T(kWh)$

$$C_{p} = - \sigma = 0.05$$

$$0.4 = - \sigma = 0.05$$

$$0.4 = - \sigma = 0.05$$

$$0.10 = - \sigma = 0.10$$

$$0.10 = - \sigma = 0.15$$

$$0.10 = - \sigma = 0.15$$

$$0.10 = - \sigma = 0.15$$

$$0.10 = - \sigma = 0.05$$

Fig. 8. Variation of C_p with respect to λ for VAWT with different values of solidity factor σ

Here T is annual time, T=8760 hours

$$\overline{P} = \frac{\rho \eta}{2000} \int_{V_s}^{V_N} V^3 C_p(V) f(V) dV + \frac{\rho V_N^3 C_{pm} \eta}{2000} \int_{V_N}^{V_k} f(V) dV$$
(38)

In this expression V_s and V_N are correspondingly starting and nominal velocities, and V_k is cut-out velocity (wind storm velocity); $\eta = \eta_1, \eta_2$, where η_1 and η_2 are drivetrain and electric generator efficiencies respectfully. The variation parameter at the second stage is the nominal wind velocity V_N , which depends on mean local wind parameter k_E .

$$V_N = V_c \cdot k_E \tag{39}$$

Here $k_E = 1.5...2.5$

When V_N is selected, we can transform function $C_p(\lambda)$, obtained at the first stage, to function $C_p(V)$, having in mind [24]

The constrains at this stage will include, first of all, parameters, which have been obtained at the first stage, namely: the optimal (for a given type of WT) function $C_p(\lambda)$ with fixed value of $C_p = C_{pm}$ and corresponding to it value of $\lambda = \lambda_m$. Constrains includes several local wind characteristics: wind velocity density function (WVDF) f(V) and mean annual wind speed $V_{\tilde{n}}$ at the intended WT site. Apart from

(37)

the named constrains, we also have: $0 < V < V_k$; $V_s < V_N < V_k$; $V_k \approx 25...30$ m/s; $V_s \approx 3...4$ m/s.

The optimal design procedure includes the following steps:

- 1. Select nominal velocity with the use of (39);
- 2. Transform function $C_p(\lambda)$, obtained at the first stage, to $C_p(V)$ with the use of (24);
- 3. Determine \overline{P} from (38);
- 4. Select new value of V_N and repeat from the step from 1 to step 3;
- 5. Calculate the function $\overline{P}(V_N)$ and fix the value of V_N , where \overline{P} has maximum.

It will be end the of optimal design procedure. We obtained optimal geometrical, aerodynamic and power characteristics of horizontal-axis and vertical-axis wind turbines. The corresponding software system, which is supposed to be used in computer – aided design, is worked out.

As an example of suggested approximate method application the optimal design procedure was conducted for HAWT and VAWT, which have both nominal power $P_N = 800kW$. It is supposed that HAWT is installed near Borispol (Ukraine), where mean anneal wind speed $V_c = 4.3m/s$, and VAWT is installed at the offshore territory of Sivash lake, where $V_c = 6m/s$. The result of calculation is shown in Fig.9 and Fig.10. It can be seen that nominal wind speed, providing maximum power density $\overline{P}(kW/m^2)$, and maximum annual energy output $\overline{E}(kWh/m^2)$, in case of HAWT is equal $V_N \approx 8.5m/s$ and case of VAWT $V_N \approx 12m/s$.



Fig. 9. Mean annual power density as a function of nominal velocity for HAWT with different solidity factors σ_{Σ}



Fig. 10. Mean annual wind energy output as a function of nominal velocity for VAWT

The calculation is performed for nominal power $P_N = 800kW$ (anneal wind speed $V_c = 5m/s$). In this case HAWT has $V_N \approx 8m/s$, $\omega_N = 20$ rpm, R = 29m. In the of VAWT we have $V_N \approx 9m/s$, $\omega_N = 9$ rpm, R = 29m, H = 48m.

References

1.Кривцов В.С. Неисчерпаемая энергия: Учебник / В.С. Кривцов, А.М. Олейников, А.И. Яковлев. – Харьков; Севастополь: Нац. аэрокосм, ун-т "ХАИ", – 2003. – Кн. 1 : Ветроэлектрогенераторы. – 400 с.

2.Кривцов B.C. Неисчерпаемая энергия: Учебник / B.C. Кривцов, А.М. Олейников, А.И. Яковлев. – Харьков, Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ»; Севастополь. Севастопольский VH-T, нац. технич. _ 2004. Кн. 2: Ветроэнергетика. – 519с.

З.Денисенко Г.И. Проектирование и расчет ветроэлектрических станций: Учеб. пособие / Г.И. Денисенко, Л.П. Федосенко, Г.А. Козловский. – К.: Изд-во КПИ, – 1986. – 64 с

4.Волков Н.И. Аэродинамика ортогональных ветродвигателей (некоторые математические модели и их численная реализация): Учебное пособие / Н.И. Волков. – Сумы, 1966. – 198 с

5.Вашкевич К.П. Расчет аэродинамических характеристик ветроколес вертикально-осевого типа с использованием метода дискретных вихрей / К.П. Вашкевич, В.В. Самсонов // Промышленная аэродинамика. – 1988, Вып. 3 (35). – С. 159 – 171.

6.Самсонов В.В. Усовершенствованный метод расчета аэродинамических характеристик ветроколес вертикально-осевого типа, основанный на импульсной теории// Пром.аэродинам. –М.: – 1988, №3/35, С. 171 – 182.

7. Сабинин Г.Х. Теория и аэродинамический расчет ветряных двигателей / Г.Х. Сабинин // Труды ЦАГИ. – 1931. – Вып. 104. – С. 59 – 60.

8.Яхно О.М. Ветроэнергетика: конструирование и расчёт ВЭУ: Учеб. пособие / О.М. Яхно, Т.Г. Таурит, Н.Г. Грабар // НТУ Киевский политехн. ин-т, Житомирский гос. ун-т. – 2003. – 256 с.

9.Фатеев Е.М. Методика определения параметров ветроэнергетических расчётов ветросиловых установок / Е.М. Фатеев// М.: Изд-во АН СССР, –1957.– 342 с.

10. Manwell J., McGowan, J., Rogers, A. (2009) Wind Energy Explained: Theory, Design and Application, 2nd edition / J. Manwell, J. McGowan, A. Rogers // Wiley, United Kingdom.– 2009.

11. Paraschivoiu, I. Wind Turbine Design With Emphasis on Darrieus Concept / I. Paraschivoiu // Presses inter Polytechnique, Canada.–2002.

12. Spera, D. Wind turbine technology: Fundamental in Wind Turbine Engineering, 2nd Edition / D. Spera // ASME Press, New York.–2009.

13. Hau, E. Wind Turbines. Fundamentals, Technologies, Application, Economics. 3rd edition/ E. Hau // Springer.–2013.

14. Burton, T., Sharpe, D., Jenkins, N., Bossanyi, E. Wind Energy Handbook / T.Burton, D Sharpe, N Jenkins, E Bossanyi// John Wiley & Sons, LTD.–2002.

15. Iha A. R. Wind turbine technology / A. R. Iha // CRC Press, Taylor and Francis Group, Boca Raton, London, New York.–2010.

16. Hansen M. O. L. Aerodynamics of Wind Turbines, 2nd Edition / M. O. L. Hansen // Earthscan.-2008.

17. Shubel, P.J., Crossley R.J. (2012) Wind Turbine Blade Design / P.J. Shubel, R.J. Crossley // Energies, №5.–2012.

18. Tong W. Wind power generation and Wind Turbine design / W Tong // Boston: WIT Press., United Kingdom.–2010.

19. Gourieres D. Wind Power Plauts. Theory and Design / D Gourieres // N-Y.: Pergamon Press, – 1982. – 285 p.

20. Wilson R. E. Lissaman R.B.S., Walker S.N. Aerodynamic performance for wind turbines. / R. E. Wilson, R.B.S. Lissaman, S.N. Walker // Washington. – 1976. – 194 p.

21. Абрамовский Е.Р. Аэродинамика ветродвигателей: Учебное пособие / Е.Р Абрамовский, С.В. Городько, Н.В. Свиридов – Днепропетровск, – 1987. – 220 с.

22. Абрамовский Е.Р. Некоторые алгоритмы оптимизации ветродвигателей разного типа / Е.Р. Абрамовский, Н.Н. Лычагин // Диференціальні рівняння та їх застосування. Зб. наукових праць. – Дніпропетровськ. – 2003. – С. 149 – 157.

23. Абрамовский Е.Р. О проектных расчетах вертикально-осевых ветродвигателей, оптимально приспособленных к локальным метеорологическим условиям / Е.Р. Абрамовский, Н.Н. Лычагин // Вісник Дніпропетр. ун-ту, Механіка, – 2002, Вип.6, Т. 1. – С. 16 – 22.

24. Yev. R. Abramovsky. Aerodynamic theory of wind turbines. Study guide / Yev. R. Abramovsky // Dnipropetrovsk: Nauka I Osvita, 2008. – 242 p.

25. Stewart H.J. Dual optimum aerodynamic design for a conventional windmill / H.J. Stewart // AIAA J., – 1976, 14. – P. 1524 – 1527.

26. Westberg S. A strategy for optimization of wind energy systems / S. Westberg / Wind Eng. -1983, V. 7, No. 7. -P. 104 -114.

27. Sanderson R.J., Archer R.D. Optimum propeller Wind turbines / R.J. Sanderson, R.D. Archer // J. Energy. – 1983, V. 7, №6. – P. 695 – 701.

28. Maalawi K., Badr M. (2003) A practical approach for selecting optimum wind rotors/ K. Maalawi, M. Badr // International journal of Renewable Energy, Vol 28, No.2.-2003.

29. Kusiak A., Zheng H., Song Zhe. Power optimization of wind turbines with data mining and evolutionary computation / A. Kusiak, H. Zheng, Zhe Song // Renewable Energy, Vol 35.–2009.

30. Cobb, R., Canfield, R., Liebst, S., (1996.) Finite Element Model Tuning Using Automated Structural Optimization System Software / R. Cobb, R. Canfield, S. Liebst //, AIAA Journal, Vol. 34, No. 2.–1996.

31. Гоман О.Г. Расчет геометрических параметров лопастей ветроэнергетических агрегатов / О.Г. Гоман, Т.Е. Ткачук // Вісник Дніпропетр. ун-ту, Механіка, – 1999, Вип. 2, Т. 1.– С. 17–21.

32. Templin R.I. Aerodynamics performance theory for the NRC vertical axis wind turbine/ R.I. Templin //NRC of Can. TR LTR, LA, 160, – 1974. – 64 p.

33. Научно-прикладной справочник по климату СССР. Сер. 3. Ветер. 4.1 – 12. Л.: Гидрометеоиздат, 1989.

Надійшла до редколегії 27.10.14

УДК 629.7.615

Н.С. Ащепкова

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ МАНИПУЛЯТОРА НА ОРИЕНТАЦИЮ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ИЗМЕНЯЕМОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Проведены исследования влияния упругих колебаний манипулятора на особенности движения вокруг центра масс системы «Космический аппарат (КА) с манипулятором», которая характеризуется недиагональным тензором инерции. Анализируется возможность отработки начальных возмущений параметров движения системы

[©] Н. С. Ащепкова, 2014

путем отклонения манипулятора.

Ключевые слова: осевой момент инерции, центробежный момент инерции, тензор инерции.

Проведені дослідження впливу пружних коливань маніпулятора на особливості руху навколо центра мас системи «Космічний апарат (КА) з маніпулятором», що характеризується недіагональністю тензору інерції. Аналізуються можливості відпрацювання збурень параметрів руху шляхом системи відхилення маніпулятора.

Ключові слова: осьовий момент інерції, відцентровий момент інерції, тензор інерції.

The researches of influence of elastic fluctuations of the manipulator on feature of movement around of the centre of weights of system «Space Vehicle with the manipulator» are spent which is characterized non-diagonality tenzor of inertia. The opportunity of improvement initial error of parameters of movement of system is analyzed by a deviation of the manipulator.

Key words: the axial moment of inertia, centrifugal moment of inertia, tenthor of inertia.

В настоящее время все чаще используются КА с подвижными элементами конструкций, изменяющие пространственную конфигурацию во время полёта. Стабилизация и ориентация таких КА осуществляется активными или управления. полуактивными системами Изменение конфигурации КА (отклонение манипулятора) приводит к нестационарности и недиагональности тензора инерции системы, относительно главных центральных осей копуса КА, обуславливает управления. Некоторые взаимное каналов И влияние особенности вращательного КА массовой асимметрией движения с рассмотрены в [2; 3]. Угловое движение КА, характеризующихся массовой осевой симметрией, исследуется в [1; 5; 6].

Рассмотрим влияние упругих колебаний манипулятора на особенности движения системы по координатам о и ψ , обусловленное недиагональностью тензора инерции системы «КА с манипулятором» и описываемое нелинейными уравнениями вращения вокруг центра масс; оценим возможность отработки возмущений параметров движения системы путем относительного движения КА и манипулятора.

Предположим, что конструкция системы состоит из корпуса КА и однозвенного Г-образного манипулятора, соединенного с корпусом КА посредством ротационной кинематической пары четвертого класса (Рис.1). Примем, что корпус КА - абсолютно твердый жесткий цилиндр с равномерным распределением массы с плотностью 2 г/см³, радиусом R=0,25 м и длиной L=1,0 м. Звенья манипулятора имеют равномерное распределение массы с плотностью 2 г/см³, геометрические размеры Г-образного манипулятора: 11=0,26 м, 12=1,1 м (Рис.1). Во время выполнения технологических операций манипулятор отклоняется от исходного положения, что приводит к нестационарности тензора инерции.

Введем следующие правые системы координат:

ОХҮZ – связанная система координат І. Начало отсчёта совмещено с центром масс системы двух тел (КА и манипулятора). Оси параллельны

главным центральным осям инерции корпуса КА. Ось ОУ направлена в сторону шарнира Ш.

Ц^kX^kY^kZ^k – связанная система координат II. Начало отсчёта совмещено с центром масс корпуса КА. Оси совпадают с главными центральными осями инерции КА. Ц^kY^k совпадает с осью симметрии корпуса КА и направлена к шарниру Ш.

 $AX^{0}Y^{0}Z^{0}$ – инерциальная система координат.

Принимаем, что система «КА с манипулятором» движется относительно инерциальной системы координат с угловой скоростью $\overline{\Omega}^{T} = [\dot{v} \ \dot{\phi} \ \dot{\psi}]$, манипулятор движется относительно корпуса КА с угловой скоростью $\overline{\omega}^{T} = [\dot{\gamma}_{v} \ 0 \ \dot{\gamma}_{\psi}]$. Составляющие вектора угловой скорости $\overline{\Omega}$ и матрицы моментов инерции J определяются в системе координат Ц^kX^kY^kZ^k, жестко связанной с корпусом КА [1].

Математическая модель движения КА изменяемой конфигурации, составленная с учетом только первого тона колебаний руки манипулятора может быть записана в виде:

$$J_{xx}\ddot{\vartheta} - J_{xz}\ddot{\psi} - J_{yz}\dot{\psi}^{2} + J_{xz}\dot{\psi}\dot{\vartheta} = a_{11}\ddot{\gamma}_{\vartheta},$$

$$J_{zz}\ddot{\psi} - J_{xz}\ddot{\vartheta} - J_{xy}\dot{\vartheta}^{2} - J_{yz}\dot{\psi}\dot{\vartheta} = a_{21}\ddot{\gamma}_{\psi},$$

$$\ddot{\gamma}_{\vartheta} = a_{31}\dot{\gamma}_{\vartheta} + a_{33}\ddot{\gamma}_{\vartheta} + a_{32}\ddot{\vartheta} + M_{x},$$

$$\ddot{\gamma}_{\psi} = a_{41}\dot{\gamma}_{\psi} + a_{43}\ddot{\gamma}_{\vartheta} + a_{42}\ddot{\psi} + M_{z}$$
(1)

где *a_{ik}* (*i*=1,2,3,4; *k*=1,2,3)- коэффициенты,

$$a_{31} = a_{41} = \frac{-\beta}{m} = -2\delta$$
,

где β - коэффициент вязкого трения, δ - коэффициент затухания колебаний,

$$a_{33} = a_{43} = \frac{D}{m} = \omega_0^2,$$

где D – коэффициент жесткости (коэффициент сухого трения), ω_0 – собственная угловая частота незатухающих колебаний.

При написании уравнений (1) сделаны следующие допущения:

1) масса манипулятора с нагрузкой составляет 10% от массы КА;

2) отсутствует относительное движение КА и манипулятора по координате γ_{0} ;

3) тензор инерции системы изменяется настолько медленно, что можно пренебречь членами уравнений динамики, которые содержат производные по времени от элементов тензора инерции [5].

Значения моментов инерции системы подобной конструкции, соответствующие различным значениям углов γ_9, γ_{ψ} поворота манипулятора относительно КА, приведены в [3].

Сформируем моменты сил в шарнире следующим образом:

$$M_{x} = a_{x\dot{y}}\dot{\vartheta} + a_{xg}\vartheta,$$

$$M_{y} = 0,$$

$$M_{z} = a_{z\dot{y}}\dot{\psi} + a_{zy}\psi.$$

Математическое моделирование движения системы проводилось с использованием пакета программ Mathcad.

Для анализа влияния упругих колебаний манипулятора на динамику КА изменяемой конфигурации с недиагональным и нестационарным тензором инерции рассматривались следующие случаи движения:

1) Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся диагональным тензором инерции и жестким манипулятором;

2) Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся диагональным тензором инерции и упругим манипулятором;

3) Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся недиагональным тензором инерции и жестким манипулятором;

4) Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся недиагональным тензором инерции и упругим манипулятором.

Примем, что во всех случаях движения начальное состояние системы характеризуется угловыми координатами $\mathcal{G}=0.1$ рад, $\psi=0$ рад и угловыми скоростями $\dot{\mathcal{G}}=0$ рад/с, $\dot{\psi}=0$ рад/с, углами отклонения манипулятора $\gamma_9=0.5$ рад, $\gamma_{\psi}=0$ рад при угловых скоростях $\dot{\gamma}_9=\dot{\gamma}_{\psi}=0$ рад/с. Рассмотрим перечисленные случаи движения.

<u>1. Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся диагональным тензором инерции и жестким манипулятором</u>

Математическая модель движения системы имеет вид:

$$J_{xx} \ddot{\vartheta} = a_{11} \ddot{\gamma}_{\psi},$$

$$J_{zz} \ddot{\psi} = a_{21} \dot{\gamma}_{\psi},$$

$$\ddot{\gamma}_{\vartheta} = a_{31} \dot{\gamma}_{\vartheta} + a_{32} \ddot{\vartheta} + M_{x},$$

$$\ddot{\gamma}_{\psi} = a_{41} \dot{\gamma}_{\psi} + a_{42} \ddot{\psi} + M_{z};$$

(2)

Графики переходных процессов представлены на рис. 2.

Время переходных процессов по координатам $\mathscr{9}$, $\dot{\mathscr{9}}$ составляет $t_{nn}\approx 400$ с, по координатам $\gamma_{\mathfrak{9}}$, $\dot{\gamma}_{\mathfrak{9}}$ - $t_{nn}\approx 450$ с соответственно. Начальное возмущение $\mathscr{9}=0.1$ рад вызывает отклонение манипулятора в соответствии с уравнениями

(2). Движение в плоскости тангажа (Рис.2 а, б) не вызывает движения в плоскости рыскания (Рис.2 д, е). Движение по тангажу обусловлено начальным возмущением $\mathcal{G}(t=0)=0.1$ рад. После окончания переходных процессов по переменным $\gamma_{9}(t)$, $\dot{\gamma}_{9}(t)$ устанавливаются статические ошибки $\gamma_{9\,ycr}=-1.89$ рад, $\dot{\gamma}_{9\,ycr}=0$ рад/с. Таким образом, начальное возмущение переменной \mathcal{G} можно отработать путем относительного поворота жесткого манипулятора.

2. Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся диагональным тензором инерции и упругим манипулятором

Математическая модель движения системы имеет вид:

$$J_{xx}\ddot{\vartheta} = a_{11}\ddot{\gamma}_{\vartheta}, -J_{xx}\ddot{\vartheta} = a_{21}\ddot{\gamma}_{\psi}, \ddot{\gamma}_{\vartheta} = a_{31}\dot{\gamma}_{\vartheta} + a_{33}\ddot{\gamma}_{\vartheta} + a_{32}\ddot{\vartheta} + M_{x}, \ddot{\gamma}_{\psi} = a_{41}\dot{\gamma}_{\psi} + a_{43}\ddot{\gamma}_{\vartheta} + a_{42}\ddot{\psi} + M_{z}$$
(3)

Графики переходных процессов представлены на рис. 3. Начальное возмущение 9=0.1 рад вызывает отклонение манипулятора от начального Отсутствие недиагональных положения. элементов тензора инерции обуславливает независимость угловых движений в плоскостях тангажа и рыскания. Время переходных процессов по координатам 9, 9 составляет t_{пп}≈600 с, по координатам γ_g, γ_g - t_{пп}≈600 с соответственно. После окончания переходных процессов $\vartheta(t)$, $\dot{\vartheta}(t)$ устанавливаются значения по переменным $\vartheta_{yer} = 0,075$ рад, $\dot{\vartheta}_{yer} = 0$ рад/с, после окончания переходных процессов $\gamma_{g}(t)$, $\dot{\gamma}_{g}(t)$ устанавливаются значения- $\gamma_{g \text{ vcr}} = -0.1$ рад, $\dot{\gamma}_{g \text{ vcr}} = 0$ рад/с. Таким образом, начальное возмущение переменной 9 не отработано путём относительного поворота упругого манипулятора.

<u>3. Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся недиагональным тензором инерции и жестким манипулятором</u>

Математическая модель движения системы имеет вид:

$$J_{xx}\ddot{\vartheta} - J_{xz}\ddot{\psi} = a_{11}\ddot{\gamma}_{\vartheta}, -J_{xz}\ddot{\vartheta} + J_{zz}\ddot{\psi} = a_{21}\ddot{\gamma}_{\psi}, \ddot{\gamma}_{\vartheta} = a_{31}\dot{\gamma}_{\vartheta\vartheta} + a_{32}\ddot{\vartheta} + M_{x}, \ddot{\gamma}_{\psi} = a_{41}\dot{\gamma}_{\psi} + a_{42}\ddot{\psi} + M_{z};$$

$$(4)$$

Графики переходных процессов представлены на рис. 4. Время переходных процессов по координатам $\mathcal{G}, \dot{\mathcal{G}}, \gamma_{9}, \dot{\gamma}_{9}, \gamma_{\psi}, \dot{\gamma}_{\psi}$ составляет $t_{nn} \approx 500$ с,

а по координатам ψ , $\dot{\psi}$, – $t_{nn}\approx 375$ с. Начальное возмущение $\vartheta=0.1$ рад вызывает отклонение манипулятора, с угловыми скоростями $\dot{\gamma}_{\vartheta}$, $\dot{\gamma}_{\psi}$. Недиагональность тензора инерции приводит к зависимости угловых движений в плоскостях тангажа и рыскания. Движение в плоскости тангажа (Рис.4 а, б) вызывает движение в плоскости рыскания (Рис.4 д, е). После окончания переходных процессов $\vartheta(t)$, $\dot{\vartheta}(t)$, $\psi(t)$, $\dot{\psi}(t)$, $\dot{\gamma}_{\vartheta}(t)$, $\gamma_{\psi}(t)$, $\dot{\gamma}_{\vartheta}(t)$, $\dot{\gamma}_{\vartheta}(t)$, $\dot{\gamma}_{\vartheta}(t)$ устанавливаются следующие значения переменных: $\vartheta_{yer} = 0$ рад, $\dot{\vartheta}_{yer} = 0$ рад/с, $\gamma_{\vartheta yer} = 0$ рад/с, $\gamma_{\vartheta yer} = 0$ рад/с, $\dot{\gamma}_{\vartheta yer} = 0$ рад/с.

Переходные процессы $\gamma_g(t)$ и $\gamma_{\psi}(t)$ свидетельствуют о возможности скомпенсировать начальные возмущения g=0.01 рад путем отклонения манипулятора на углы $\gamma_{g \text{ уст}} = -1.81$ рад, $\gamma_{\psi \text{ уст}} = -0.4$ рад.

4. Отработка начальных возмущений системой «КА с манипулятором», характеризующейся недиагональным тензором инерции и упругим манипулятором

Математическая модель движения системы имеет вид:

$$J_{xx}\ddot{\vartheta} - J_{xz}\ddot{\psi} = a_{11}\ddot{\gamma}_{\vartheta},$$

$$-J_{xz}\ddot{\vartheta} + J_{zz}\ddot{\psi} = a_{21}\ddot{\gamma}_{\psi},$$

$$\ddot{\gamma}_{\vartheta} = a_{31}\dot{\gamma}_{\vartheta} + a_{33}\ddot{\gamma}_{\vartheta} + a_{32}\ddot{\vartheta} + M_{x},$$

$$\ddot{\gamma}_{\psi} = a_{41}\dot{\gamma}_{\psi} + a_{43}\ddot{\gamma}_{\vartheta} + a_{42}\ddot{\psi} + M_{z}$$
(5)

Графики переходных процессов представлены на рис. 5. Время переходных процессов по координатам \mathscr{G} , $\dot{\mathscr{G}}$, γ_{ϑ} , $\dot{\gamma}_{\vartheta}$, γ_{ψ} , $\dot{\gamma}_{\psi}$ составляет $t_{nn}\approx500$ с, а по координатам ψ , $\dot{\psi} - t_{nn}\approx375$ с. Начальное возмущение $\mathscr{G}=0.1$ рад вызывает отклонение манипулятора с угловыми скоростями $\dot{\gamma}_{\vartheta}$, $\dot{\gamma}_{\psi}$. Наличие недиагональных элементов тензора инерции приводит к взаимозависимости угловых движений в плоскостях тангажа и рыскания. После окончания переходных процессов $\vartheta(t)$, $\dot{\vartheta}(t)$, $\psi(t)$, $\dot{\psi}(t)$, $\gamma_{\vartheta}(t)$, $\gamma_{\psi}(t)$, $\dot{\gamma}_{\psi}(t)$, $\gamma_{g}(t)$, $\dot{\gamma}_{g}(t)$, $\dot{\gamma}_{g$

Анализ колебаний вокруг центра масс системы «КА с манипулятором» позволяет сделать следующие выводы:

1) если манипулятор жесткий, то начальные возмущения *9*=0.1 рад можно отработать путём отклонения манипулятора на угол γ_{9ycr} =-1.89 рад для

системы с диагональным тензором инерции или на углы $\gamma_{gycr} = -1.81$ рад, $\gamma_{\psi ycr} = -0.4$ рад. для системы с недиагональным тензором инерции.

2) если манипулятор упругий, то начальные возмущения по *9* нельзя отработать путём отклонения манипулятора.

Библиографические ссылки

1. К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин Управление космическими летательными аппаратами. М., 1974. – 340 с.

2. Н. С. Ащепкова, Ю. Д. Шептун Влияние движения манипулятора на динамику КА// Ракетно-космическая техника. –Д., 1996. – С. 77 – 81.

3. Н. С. Ащепкова, Ю. Д. Шептун Угловое движение КА с недиагональным тензором инерции// Ракетно-космическая техника. Д., 1999. – С. 6 – 10.

4. Н. С. Ащепкова, Ю. Д. Шептун Математическая модель движения КА с манипулятором// Космічна наука і технологія. – 1997. Т. 3, № 5-6. – С. 1–9.

5. М. А. Павловський, В. П. Горбулін, О. М. Клименко Системи керування обертальним рухом космічних апаратів. – К., 1997.– 200 с.

6. Ю. Д. Шептун, С. В. Ярошевич Динамика релейных систем. – Д., 1985. – 84 с.

Надійшла до редакції 20.05.14

УДК 621.762.4

О.В. Бондаренко, А.Ф. Леднянский, М.В. Приходько, А.Ф. Санин

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ПОЛУЧЕНИЕ ЗАГОТОВОК ДЛЯ ОБОЛОЧЕЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ И ЛИСТОВЫХ ПОЛУФАБРИКАТОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ МЕТОДОМ ОБРАТНОГО ПРЕССОВАНИЯ

В статье предложены схемы обратного прессования с целью получения заготовок-труб различного диаметра и длины для изготовления оболочек и листовых полуфабрикатов из алюминиевых сплавов. Установлена последовательность определения размеров исходной заготовки, конструкции заготовки-трубы, параметров пресса, схемы прессования и конструкции пуансона в зависимости от конструкции оболочек либо размеров листовых полуфабрикатов, для изготовления которых предназначена заготовка-труба. Разработаны конструктивные решения,

[©] О.В. Бондаренко, А.Ф. Леднянский, М.В. Приходько, А.Ф. Санин, 2014

обеспечивающие получение оболочки заданной толщины. Эти решения состоят в использовании центрирующего кольца на пуансоне и креплении пуансона к поперечине пресса, обеспечивающем установку такого кольца.

Ключевые слова: алюминиевые сплавы, труба-заготовка, оболочка, листовой полуфабрикат, гидравлический пресс.

У статті запропоновано схеми зворотного пресування з метою отримання заготовок-труб різного діаметру і довжини для виготовлення оболонок і листових напівфабрикатів з алюмінієвих сплавів. Встановлено послідовність визначення розмірів вихідної заготовки, конструкції заготовки - труби, параметрів преса, схеми пресування і конструкції пуансона в залежності від конструкції оболонок або розмірів листових напівфабрикатів, для виготовлення яких призначена заготовка-труба. Розроблено конструктивні рішення, що забезпечують отримання оболонки заданої товщини. Ці рішення полягають у використанні центруючого кільця на пуансоні і кріпленні пуансона до поперечки преса, яке забезпечує установку такого кільця.

Ключові слова: алюмінієві сплави, труба-заготовка, оболонка. Листовий напівфабрикат, гідравлічний прес

The paper proposes a reverse compression scheme to obtain billet - pipes of various diameters and lengths for the manufacture of shells and sheet semis of aluminum alloys. The sequence of determining the size of the original billet-pipe parameters press, compression schemes and designs punch depending on the design of shells or sheet semis size, which is intended for the manufacture of the blank - pipe. The constructive solutions to ensure receipt of the shell of a given thickness. These solutions include the use of a centering ring on the punch and the punch to mount feedback pressing, providing the installation of such a ring.

Keywords: aluminum alloys, billet – pipe, shell, sheet semis, hydraulic press.

Введение.

Значительное количество деталей современной техники имеет форму оболочек различной формы и размеров. Для их изготовления необходимы листовые полуфабрикаты широкой номенклатуры из различных материалов. Физико-механические свойства современных алюминиевых сплавов позволяют в ряде случаев заменить ими стали и титановые сплавы. Это дает возможность значительно уменьшить массу различных конструкций, а в некоторых случаях удешевить Основным методом для изготовления листовых И ИХ. полуфабрикатов в настоящее время является горячая прокатка. Вместе с тем многие алюминиевые сплавы, в том числе высокопрочные, трудно поддаются либо вообще не поддаются горячей прокатке. Эти сплавы достаточно хорошо поддаются прессованию. Известен технологический процесс, применяемый для изготовления оребренных панелей и состоящий в следующем [1]:

- прессование цилиндрической заготовки-трубы (оболочки);
- обрезка фланца (пресс-остатка);
- разрезка трубы;
- разгибание трубы;
- правка заготовки различными способами в горячем либо в холодном состоянии;
- при необходимости термическая обработка.

С некоторыми изменениями этот технологический процесс может быть использован и для получения листовых полуфабрикатов.

Наиболее сложной, требующей мощного оборудования операцией является прессование цилиндрической заготовки-трубы. Прессование цилиндрической заготовки-трубы может быть использовано и для производства оболочек, которые в дальнейшем применяются как самостоятельные детали, а не заготовки для изготовления листовых полуфабрикатов. Изменения касаются, в основном, применяемого оборудования и схемы прессования. Исходные заготовки могут быть получены методами литья, ковки и порошковой металлургии.

В работе [1] указано, что прямое прессование цилиндрических заготовоктруб для панелей производится из цилиндрического контейнера на горизонтальных прессах. Такие прессы с усилием 50...200 МН и диаметром контейнера 800 мм и более мало распространены, а имеющиеся на металлургических, авиационных и судостроительных заводах в разных странах загружены производством панелей. Наладка и переналадка таких прессов сложна и трудоёмка.

Альтернативой прямому прессованию на горизонтальном прессе может быть обратное прессование на вертикальных ковочных либо штамповочных прессах. Преимуществом обратного прессования являются меньшие усилия и возможность использования широко распространенного оборудования. На многих машиностроительных и металлургических заводах имеются ковочные и штамповочные вертикальные прессы с усилием 25...150 MH. Технологический процесс обратного прессования оболочек из алюминиевых сплавов был успешно опробован В лабораторных условиях В Днепропетровском национальном университете имени Олеся Гончара. Образцы оболочек приведены на рисунке 1.



1 – оболочка с толщиной стенки – 4,0 мм;
 2 – оболочка с толщиной стенки 0,2 мм.
 Рис. 1. Образцы оболочек из алюминиевого сплава АК6, полученные методом обратного прессования

Постановка задачи.

Необходимо определить, какие схемы обратного прессования могут быть использованы для получения заготовок-труб различного диаметра и длины. Также необходимо определить последовательность расчета размеров исходных заготовок, параметров прессов, конструкций заготовок-труб и конструкций пуансонов. Кроме того, необходимо разработать конструктивные решения, обеспечивающие получение тонкостенных заготовок-труб с заданной толщиной стенки.

Основной материал исследований.

Из литературных [2,3] и опытных данных известно, что давление прессования $P_{\Pi PEC}$ для алюминиевых сплавов определяется из соотношения $P_{\Pi PEC} = 4...6\sigma_{T_{,}}$ где $\sigma_{T_{,}}$ предел текучести прессуемого материала. С учетом физико-механических характеристик алюминиевых сплавов при холодной деформации $P_{\Pi PEC} \approx 1200...1500$ МПа, а при горячей $P_{\Pi PEC} \approx 200...250$ МПа [2,3].

Возможны три схемы обратного прессования, приведенные на рисунке 2.



Рис.2 Схемы обратного прессования: а) прессование сплошным пуансоном;
б) прессование полым пуансоном с течением металла снаружи пуансона;
в) прессование полым пуансоном с течением металла внутри пуансона.

Площадь поперечного сечения и максимальный диаметр сплошного пуансона (рис.2а) приведены в таблице 1. Использование полых исходных заготовок позволяет увеличить максимальный диаметр получаемой заготовкитрубы, получаемой на одном и том же прессе, но может приводить к снижению устойчивости пуансона.

Данные, приведенные в таблице 1, соответствуют случаю, когда толщина стенки заготовки-трубы намного меньше диаметра сплошного пуансона либо внутреннего диаметра полого пуансона. Значения площади поперечного сечения и диаметра сплошного пуансона, указанные в таблице, получены для самого благоприятного случая, когда пресс развивает усилие, соответствующее паспортным данным. В некоторых случаях на усилие пресса необходимо вводить коэффициент, учитывающий снижение усилия по сравнению с номинальным. Наиболее часто этот коэффициент равен 0,9.

Анализ приведенных в таблице 1 данных показывает, что заготовки наибольших размеров могут быть использованы при горячей деформации и давлении прессования 200...250 МПа. Увеличения давления до 400 МПа при горячей деформации приводит к ощутимому уменьшению максимально достижимых размеров заготовки-трубы при использовании одного и того же пресса. Еще значительнее уменьшатся размеры заготовок в случае холодного прессования даже при давлении 1200...1500 МПа.

Таблица 1.

1		<u> </u>		2		<u> </u>		2	
N⁰	Усилие	$\mathbf{S}, \mathbf{MM}^2$	d, мм	S, MM^2	d, мм	S, MM^2	d,	S, MM^2	d, мм
	пресса,						MM		
	MH	$P_{\Pi PEC} =$		$P_{\Pi PEC} =$		$P_{\Pi PEC} =$		$P_{\Pi PEC} =$	
		= 200 MПа		= 250 MПа		= 400 MПа		= 1200 MПа	
1	4	20000	159	16000	142	10000	112	3330	65
2	10	50000	252	40000	225	25000	178	8330	102
3	25	125000	398	100000	318	62500	282	20830	162
4	31,5	157500	447	126000	399	78750	316	26250	182
5	50	250000	564	200000	504	125000	398	41670	230
6	63	315000	633	252000	566	157500	447	52500	258
7	100	500000	797	400000	712	250000	564	83330	325
8	120	600000	874	480000	781	300000	618	100000	356
9	150	750000	977	600000	873	375000	690	125000	398
10	200	1000000	1128	800000	1008	500000	797	166670	460
11	300	1500000	1381	1200000	1235	750000	977	250000	564
12	650	3250000	2034	2600000	1819	1625000	1438	541670	830
13	750	3750000	2185	3000000	1954	1875000	1545	625000	892
14	1000	5000000	2523	4000000	2256	2500000	1784	833330	1030

Площадь поперечного сечения и диаметр сплошного пуансона при различных усилиях прессов и давлениях прессования (величина диаметра округлена до ближайшего целого меньшего значения)

Наиболее просты в изготовлении цилиндрические заготовки-трубы (оболочки), которые имеют наиболее широкую сферу применения, так как могут быть заготовками для изготовления листовых полуфабрикатов, труб и сильфонов. Возможно получение непосредственно прессованием заготовоктруб (оболочек) и с некруглой формой поперечного сечения, например, эллиптической или ромбовидной со скругленными углами, а также деталей коробчатой формы. Оболочки конической и оживальной форм могут быть получены обжатием либо раздачей цилиндрической заготовки-трубы (оболочки) с нагревом до температуры горячей деформации либо без нагрева. В дальнейшем будет рассматриваться получение именно цилиндрических заготовок-труб.

Основной проблемой при обратном прессовании заготовок-труб (оболочек) является устойчивость пуансона. При использовании сплошного пуансона решается задача об устойчивости стержня, полого – цилиндрической оболочки [4]. Для расчета устойчивости пуансона необходимо определить его размеры (наружный и внутренний диаметры, длину). Размеры пуансона определяются конструкцией трубы-заготовки (оболочки), исходной заготовки и размерами рабочего пространства пресса. Высота рабочего пространства пресса должна быть как минимум в два раза больше длины заготовки-трубы. Следовательно, длина пуансона не превышает половины высоты рабочего пространства пресса. Размеры рабочего пространства пресса в плане должны позволять разместить в нем заготовку в пресс-оснастке. В самом первом приближении толщина стенок матрицы равняется диаметру сплошной заготовки.

Для прессования оболочек из алюминиевых сплавов могут быть использованы как штамповочные, так и ковочные прессы. Жесткая связь между усилием пресса и высотой его рабочего пространства отсутствует. Эти параметры определяются, исходя из назначения пресса в каждом конкретном случае. По данным сайта одного из крупнейших в мире производителей прессового оборудования ПАО «Новокраматорский машиностроительный завод» [5], высота рабочего пространства штамповочных прессов производства этого предприятия составляет: 50 МН – 650 мм, 100 МН – 2300 мм, 150 МН – 2300, 300 МН – 1650 мм, 650 МН, 750 МН – 4500 мм. Имеются на предприятиях и предлагаются производителями штамповочные прессы с усилием 25...31,5 МН и высотой рабочего пространства до 3900 мм. У ковочных прессов с усилием 100...150 МН высота рабочего пространства может достигать 7000...8500 мм.

Следовательно, длина трубы-заготовки (оболочки) и, соответственно, ширина листа, величина которых не должна превышать половины высоты рабочего пространства пресса, может составлять в среднем от 1800 до 4000 мм с учетом пространства, необходимого для закрепления пуансона. Для получения листа длиной 4800 мм, диаметр цилиндрической оболочки должен быть около 1600 мм с учетом припуска на обрезку кромок. Таким образом, длина заготовки-трубы для получения листовых полуфабрикатов может составлять 1800...4000 мм, а средний диаметр – около 1600. Отличием такого листа от полученного прокаткой является образование волокон вдоль короткой, а не длинной стороны. Наиболее вероятно использование полого пуансона с течением материала снаружи пуансона (рис.2б). В этом случае длина пуансона составит 1800...4000 мм, наружный диаметр около 1600 мм, толщина стенки – 100-150 мм. Такой полый пуансон может рассматриваться как короткая оболочка, обладающая высокой устойчивостью даже в условиях нагрева до температуры 200-300°С, возможном при горячем прессовании алюминиевых сплавов.

Для получения труб и заготовок под сильфоны диаметр труб-заготовок будет в несколько раз меньше (обычно до 300...400 мм, намного реже до 500...800мм) при той же или соизмеримой длине. В этом случае при использовании сплошного пуансона либо полого пуансона (рис.2а) с течением металла снаружи (рис.2б) их устойчивость может оказаться недостаточной изза большого отношения между длиной и диаметром. Для повышения устойчивости возможно использование полого пуансона с течением металла внутри него и соответствующим увеличением диаметра заготовки (рис.2а), но при этом увеличится сила, необходимая для прессования и может понадобиться более мощное прессовое оборудование.

Последовательность определения формы и размеров исходной заготовки, выбора схемы прессования и конструкции пуансона, определения необходимых характеристик прессов приведена на рисунке 3. Двусторонние стрелки означают, что исходными данными, кроме конструкции трубы-заготовки, могут быть, например, и параметры прессов, имеющихся на предприятии либо на предприятиях, с которыми возможна кооперация.



Рис. 3. Последовательность определения формы и размеров исходной заготовки, выбора схемы прессования и конструкции пуансона, определения необходимых характеристик прессов

Исходными данными является конструкция оболочки либо размеры листового полуфабриката. На их основе определяются размеры заготовкитрубы. Если по каким-либо причинам заготовку-трубу требуемых размеров изготовить невозможно (отсутствие необходимого оборудования и возможности его приобрести), возникает необходимость изменения конструкции исходной заготовки. Например, в случае недостаточной длины заготовки-трубы, оболочка может быть выполнена сварной из нескольких частей, соединенных кольцевыми швами. В случае недостаточности размеров одного листа для изготовления, например, днища какой-либо емкости, конструкция этого днища может предусматривать приварку к основному листу косынок. На основании конструкции заготовки-трубы определяется конструкция исходной заготовки и способ ее изготовления.

На этапе получения исходной заготовки возможны две схемы: слиток либо порошковая заготовка – прессованная труба-заготовка или слиток либо порошковая заготовка – поковка – прессованная оболочка. Порошковую заготовку целесообразно получать максимальных размеров, какие обеспечиваются доступным технологическим оборудованием И далее проковывать, штамповать либо прессовать и механически обрабатывать, в том числе с разделением на части, до нужных размеров, а затем прессовать заготовку-трубу. Проковка слитков из различных алюминиевых сплавов приводит к снижению прочности получаемых последующим прессованием полуфабрикатов в продольном направлении [1], что считается недостатком, но к повышению физико-механических характеристик, особенно пластичности, в направлении ширины и толщины [6]. Поэтому в зависимости от назначения оболочки либо конструкции, для изготовления которой предназначен листовой полуфабрикат, целесообразным является изготовление отливок различных размеров. Для этого необходим комплект металлических литейных форм, например, кокилей. В любом случае для обеспечения необходимых для ответственных изделий физико-механических свойств материала требуется, чтобы коэффициент формоизменения составлял от 18 до 25. Исходя из этого, а также с учетом возможностей доступного оборудования, определяется форма исходной заготовки (сплошная или полая), а также ее высота. В соответствии с формой и размерами исходной заготовки выбирается схема прессования и проектируется пресс-оснастка (пуансон и матрица). Если пуансон оказывается неустойчивым, то корректируется сначала схема прессования, затем форма и размеры заготовки и характеристики прессов.

Еще одним важным вопросом является обеспечение необходимой точности такого размера, как толщина стенки заготовки-трубы. Чем меньше толщина стенки, тем точнее должны быть выдержаны зазоры между пуансоном и стенками матрицы. В зависимости от температуры деформации величина зазора между пуансоном и стенками матрицы изменяется: при холодной деформации зазор составляет около 0,05 мм; при горячей деформации зазор может быть равен нескольким десятым долям миллиметра. Эффективной мерой по стабилизации величины зазора и толщины стенки заготовки-трубы является использование накидного центрирующего кольца различной формы. Такое кольцо ограничивает отклонение оси пуансона от оси матрицы. В результате разнотолщинность заготовки-трубы оказывается в пределах величины зазора между накидным кольцом и стенкой матрицы. На рисунке 4 приведены

варианты размещения центрирующего кольца на пуансоне и соответствующее им крепление пуансона к поперечине пресса.

Выводы.

Предложены схемы обратного прессования с целью получения заготовоктруб различного диаметра и длины для изготовления оболочек и листовых полуфабрикатов из алюминиевых сплавов.



1 – пуансон; 2 – заготовка; 3 – матрица; 4 – центрирующее кольцо; 5 – держатель пуансона; 6 – поперечина пресса.

Рис. 4. Схемы размещения накидного центрирующего кольца на пуансоне:
а) размещение центрирующего кольца на гладком пуансоне;
б) размещение центрирующего кольца для прессования тонкостенных оболочек;
в) крепление пуансона к поперечине пресса при прессовании тонкостенных

заготовок-труб.

Установлена последовательность определения размеров исходной заготовки, конструкции заготовки-трубы, параметров пресса, схемы и конструкции пуансона в зависимости от конструкции оболочек либо размеров листовых полуфабрикатов, для изготовления которых предназначена заготовка-труба.

Разработаны конструктивные решения, обеспечивающие получение оболочки заданной толщины. Эти решения состоят в использовании центрирующего кольца на пуансоне и креплении пуансона к поперечине пресса, обеспечивающем установку такого кольца.

Библиографические ссылки

1. Ерманок М.З. Прессование панелей из алюминиевых сплавов. 2 –е изд. М., «Металлургия», 1974, 232 с.

2. Бондаренко О.В., Леднянский А.Ф., Приходько М.В., Санин А.Ф. Определение размеров технологической оснастки и технических характеристик оборудования для изготовления прессованных заготовок из водораспыленных порошков алюминиевых сплавов. // Системне проектування та аналіз

характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук.пр. /Д.: Пороги, 2013. – С. 8-14. Т. XVI.

3. Скрябин С.А. Изготовление поковок из алюминиевых сплавов горячим деформированием. – Киев: КВІЦ, 2004. – 346 с.: ил.

4. И.А. Биргер Расчет на прочность деталей машин: Справочник/ И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с., ил.

5. <u>www.nkmz.com/index.php</u>

6. Применение алюминиевых сплавов: Справ. Изд./ Альтман М.Б., Андреев

Г.Н., Арбузов Ю.П. и др. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Металлургия, 1985. 344 с.

Надійшла до редколегії 26.05.2014

УДК 629.764

П.А. Гайдученко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФОРМ ДНИЩА ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ТОПЛИВНОГО БАКА ПО СОВОКУПНОСТИ МАССОВОГО И ГАБАРИТНОГО КРИТЕРИЕВ

В статье приведены результаты сравнения наиболее распространённых форм днищ цилиндрических топливных баков (сферического, эллиптического, конического, торосферического и тороконического) по совокупности двух критериев: минимума массы бака и максимально плотной компоновки днища. При сравнении использовались наиболее характерные данные о габаритах и условиях нагружения топливных баков ракет-носителей.

Ключевые слова: оптимальное проектирование, несущая конструкция, ракетнокосмические системы, многокритериальная оптимизация.

У статті наведені результати порівняння найпоширеніших форм днищ циліндричних паливних баків (сферичного, еліптичного, конічного, торосферичного та тороконічного) по сукупності двох критеріїв: мінімуму маси бака й максимально щільного компонування днища. При порівнянні використовувалися найбільш характерні дані про габарити й умови навантажування паливних баків ракет-носіїв.

Ключові слова: оптимальне проектування несучих конструкцій, ракетно-космічні системи, багатокритеріальна оптимізація.

The paper presents the results of a comparison of the most common forms of the cylindrical fuel tanks bottoms (spherical, elliptical, conical, and torospherical torokonical) by a combination of two criteria: minimum weight and maximum tank bottoms tight layout.

[©] П.А. Гайдученко, 2014

When comparing used most characteristic data on the dimensions and loading conditions of rockets fuel tanks.

Keywords: optimal design, bearing design, missile and space systems, multi-criteria optimization.

Введение

Масса и длина цилиндрических топливных баков при заданном объёме и диаметре зависит от геометрии днищ. При выборе формы и параметров днищ баков летательных аппаратов, как правило, стремятся найти компромисс между двумя противоречивыми требованиями: компоновка днища должна быть максимально плотной, а масса всего бака – минимальной. Особо следует подчеркнуть, что минимум массы днища далеко не всегда означает, что и масса всего бака получится минимальной (см., к примеру, [1]). В настоящей статье было проведено сравнение днищ различной формы по совокупности двух критериев: минимума массы бака и максимально плотной компоновки днища.

1. Постановка задачи

Сравнение днищ топливных баков различной формы проводить будет удобнее, если сразу же принять, что может изменяться форма и параметры только одного из них. Форма и параметры второго днища (а, соответственно, его масса и высота) при этом будут оставаться неизменными. Для определённости будем считать, что изменяться могут характеристики только нижнего днища. Ограничимся случаем, когда днище является выпуклым.

Будем считать известными.

1. Радиус цилиндрической части бака *г*.

2. Объём бака. Исходя из приведённых выше соображений об удобстве сравнения различных вариантов днища между собой, из этого объёма сразу же следует исключить объем верхнего днища, как остающийся постоянным для всех сравниваемых вариантов. Обозначим с помощью V_0 объем бака без учёта объёма верхнего днища.

3. Максимальное значение внутреннего избыточного давления, действующего на нижнее днище в расчётном случае нагружения *p*. Давление *p* есть результат суммирования давления наддува и давления гидростатического столба жидкости.

4. Эквивалентную толщину цилиндрической оболочки бака δ_{у́е̂а.}, найденную в результате предварительного проектировочного расчёта цилиндрической оболочки бака на совместное действие осевой сжимающей силы и внутреннего избыточного давления.

Примем следующие допущения.

1. Расчёт оболочек днищ на прочность будет выполняться по безмоментной теории.

2. Масса оболочек днищ будет определяться на основе расчётных значений толщин.
3. В массе днища будем учитывать массу распорного шпангоута (если его установка необходима). Площадь поперечного сечения распорного шпангоута, а, соответственно, и его масса, будет определяться по приближенной зависимости, не учитывающей влияние присоединённых оболочек.

4. Предположим, что при изменении габаритов бака из-за изменения характеристик нижнего днища, максимальное внутренне давление p не изменяется. На самом деле из-за изменения гидростатической составляющей суммарное давление p неизбежно будет изменяться. Однако представляется, что изменение высоты гидростатического столба, связанное с изменением формы и параметров нижнего днища, к существенным изменениям суммарного давления быстрее всего приводить не будет. Так для баков малого удлинения гидростатическая составляющая давления вообще невелика по сравнению с давлением наддува. Для баков большого удлинения приращение высоты столба жидкости вследствие изменения объёма днища и, соответственно, изменения высот днища и цилиндрической оболочки бака будет несущественным по сравнению с высотой столба жидкости, находящейся в цилиндрической части бака.

5. Руководствуясь аналогичными соображениями, предположим, что при изменении высоты цилиндрической оболочки бака вследствие изменения объёма днища эквивалентная толщина цилиндрической оболочки δ_{yêâ}. также остаётся неизменной.

6. Технологию изготовления днищ будем учитывать упрощённо: будем принимать во внимание только технологическое ограничение на толщину тонкостенных оболочек. Так, если расчётное значение толщины получится меньше технологического минимума $\delta_{daof.}$, то толщина оболочки будет увеличиваться до $\delta_{daof.}$. Другие факторы технологического характера, увеличивающие массу днищ по сравнению с массой, определённой по расчётным значениям толщин, учитываться не будут.

Задача заключается в том, чтобы сравнить между собой днища различной формы по совокупности двух критериев: минимума массы и максимально плотной компоновки.

2. Варианты днища для сравнения

В настоящее время получили наибольшее распространение следующие монооболочечные днища: сферические, эллиптические, конические, а также днища, состоящие из нескольких оболочек. Из составных днищ будем рассматривать торосферическое и тороконическое.

Сферическое днище (схема 1). Оболочка сферического днища (см. рис. 1 а) представляет собой сегмент сферы радиуса, большего радиуса цилиндрической оболочки бака. В месте соединения днища с цилиндрической оболочкой должен устанавливаться распорный шпангоут. Площадь, а, соответственно, и масса шпангоута при заданном радиусе бака являются функциями радиуса днища.

Эллиптическое днище (схема 2). Оболочка эллиптического днища представляет собой половину эллипсоида вращения с полуосями b и r, причём из соображений плотности компоновки, как правило, принимают, что b < r (рис. 1 б). В месте соединения днища с цилиндрической оболочкой возникает скачок напряжений. Несмотря на это, в месте сопряжения эллиптического днища с оболочкой бака распорный шпангоут не устанавливается.

Коническое днище (схема 3) схематически показано на рис. 1 в. Соединение конической оболочки днища с цилиндрической оболочкой бака осуществляется с помощью распорного шпангоута.

Торосферическое днище (схема 4) образуется из двух оболочек – торового слоя и сегмента сферы (схема образования торосферического днища показана на рис. 1 г).

Тороконическое днище (схема 5) образуется из конической оболочки и оболочки, имеющей форму торового слоя (см. рис. 1 д).

В месте сопряжения торосферического и тороконического днищ с цилиндрической оболочкой бака распорный шпангоут не устанавливается.



Рис. 1. Сравниваемые схемы днища: а – сферическое, б – эллиптическое, в – коническое, г – торосферическое, д – тороконическое

Другие формы днища в настоящей статье рассматривать не будем, исходя из следующих соображений. Монооболочечные днища типа днищ Бицено или днища Кассини не получили сколь-нибудь широкого распространения вследствие сложности их изготовления. Составные днища других форм, образованные, например, соединением усечённого конуса с сегментом сферы, вряд ли смогут составить конкуренцию уже перечисленным вариантам из-за значительно большей массы.

Дополнительно введём ещё две схемы, предназначенные исключительно для нормирования результатов при сравнении между собой схем 1-5.

Полусферическое днище (схема А) – это частный случай сферического днища (радиус днища равен радиусу бака). Бак с полусферическим днищем при прочих равных условиях будет обладать минимально возможной массой. Однако применение полусферических днищ ограничено тем, что компоновка бака получается наименее плотной.

Плоское днище (схема В). Компоновка бака при таком днище получается максимально плотной. Но масса бака с плоским днищем получается значительно больше, чем для днищ других форм. Поэтому в ёмкостях, работающих под давлением, в том числе, и в топливных баках, плоские днища применяются крайне редко.





Рис. 2. Схемы днища, использующиеся для нормирования результатов при сравнении схем 1-5: а – полусферическое, б – плоское

3. Математическая модель (общая формулировка задачи двухкритериальной оптимизации)

В качестве критериев оптимальности будем использовать следующие величины.

1. Массу бака M_{Σ} , включающую в себя массу днища, массу цилиндрической оболочки бака и массу распорного шпангоута (для тех схем, где его установка необходима). Минимально возможное значение M_{Σ} имеет место для схемы А:

$$M_{\Sigma min} = \left(2\pi r H \delta_{\hat{y}\hat{e}\hat{a}.} + 2\pi r^2 \delta_{\hat{a}\hat{i}.}\right) \rho, \qquad (1)$$

где δ_{ai} - толщина сферической оболочки радиуса r, нагруженной давлением p.

2. Высоту бака H_{Σ} . При выпуклом днище H_{Σ} включает высоту цилиндрической оболочки бака H и высоту днища h_{ai} (см. рис. 3):

$$H_{\Sigma} = H + h_{\rm air} \,. \tag{2}$$

41

Представляется, что высота бака является наиболее простой и репрезентативной характеристикой плотности компоновки: чем высота меньше, тем компоновка плотнее. Минимально возможное значение высоты H_{Σ} даёт схема В:

$$H_{\Sigma min} = \frac{V_0}{\pi r^2}.$$
(3)

Рис. 3. Расчётная схема бака

Для каждой из альтернативных схем 1-5 может быть сформулирована задача двухкритериальной оптимизации вида:

$$\begin{cases}
M_{\Sigma}(\vec{x}) \rightarrow \min \\
H_{\Sigma}(\vec{x}) \rightarrow \min \\
V(\vec{x}) = V_{0}; \\
\phi_{j}(\vec{x}) \leq 0, \ j = 1, 2, ..., m; \\
\vec{x} \geq \vec{x}_{\text{MAX}},
\end{cases}$$
(4)

где \vec{x} - множество проектных параметров. Состав элементов этого множества зависит от конкретной схемы. В число проектных параметров будут входить:

- линейные и/или угловые размеры, описывающие контуры днища;
- толщина оболочки днища (толщины для днищ, образованных двумя оболочками);
- высота цилиндрической оболочки бака *H* (при изменении формы и параметров днища происходит перераспределение объёма V₀ между днищем и цилиндрической частью бака; в результате изменяется высота цилиндрической оболочки бака, а, следовательно, и её масса);

 $V(\vec{x})$ - суммарный объем нижнего днища и цилиндрической оболочки бака как функция проектных параметров; соответственно, ограничение $V(\vec{x}) = V_0$ означает, что при изменении параметров днища объем бака должен оставаться неизменным;

 $\phi_j(\vec{x}) \leq 0$ - ограничения, полученные из условия прочности оболочки (оболочек) днища. Для эллиптического и торосферического днищ при определённой комбинации проектных параметров возможна потеря устойчивости. Соответственно, для таких днищ одно из ограничений будет

иметь смысл условия отсутствия потери устойчивости; *m* - число ограничений по прочности/устойчивости для конкретной схемы;

 $\vec{x} \ge \vec{x}_{odof.}$ - технологические ограничения на каждый из проектных параметров в отдельности. При формулировке этих ограничений принимаются во внимание следующие факторы. Толщины тонкостенных оболочек не могут быть меньше некоторого технологического минимума. Радиус сферической части днища не может быть меньше радиуса бака *r*. Малый радиус торового слоя r_{oto} в торосферическом или тороконическом днищах не может быть меньше некоторой величины, допустимой из условия изготовления торовых оболочек.

4. Результаты вычислительного эксперимента и выводы 4.1. Форма представления результата

Для каждой из сравниваемых схем каким-то формально-математическим методом можно найти единственное решение задачи двухкритериальной оптимизации (4). А затем сравнить найденные решения и выбрать лучшее. Однако в данной работе такая цель не ставилась. И вот почему. Существует несколько различных подходов к решению задач многокритериальной оптимизации. Каждый из этих подходов, исходя из некоторых разумных соображений, позволяет найти одно единственное, вполне определённое решению одной и той же задачи, как правило, не совпадают. Что, наверное, закономерно – в основе каждого подхода лежат различные идеи о том, как должен быть достигнут компромисс между противоречивыми требованиями критериев оптимальности. Другими словами, результат формального решения задачи многокритериальной оптимизации чаще всего содержит элемент субъективизма, поскольку субъективен выбор метода её решения.

В этой ситуации гораздо информативнее будет проанализировать характер изменения зависимости между критериями оптимальности для всех пяти сравниваемых схем. Поскольку в данной задаче критериев всего 2, то проще будет это сделать графически. А, именно. Задаться какими-то типовыми данными о габаритах бака, действующих нагрузках и конструкционном материале (определённую совокупность этих данных будем называть моделью исходных данных). А затем в одних и тех же координатных осях «масса-высота» построить графики зависимости между критериями оптимальности для всех пяти альтернативных схем. Сравнение подобных графиков, полученных для различных моделей исходных данных, даст возможность оценить эффективность применения днищ различной формы.

Исходя из высказанных соображений, в настоящей статье была принята следующая форма представления результата решения задачи двухкритериальной оптимизации (4). Для одной и той же модели исходных данных для всех сравниваемых схем 1-5 строился график зависимости между критериями оптимальности. Чтобы проще было сопоставлять при анализе графики, полученные для различных моделей исходных данных, по координатным осям откладывались не абсолютные значения массы и высоты

бака, а отношения этих величин к их наилучшим значениям. Потенциальный минимум массы бака для принятой модели исходных данных определялся с помощью схемы А, минимум высоты – схемы В. Таким образом, на всех координатами (1, 1)графиках точка с соответствует некоторому гипотетическому варианту, имеющему минимально возможную массу схемы А при минимально возможной высоте схемы В. Дополнительно для справки на каждом рисунке приведены абсолютные значения минимальной массы $M_{\Sigma min}$ и минимальной высоты $H_{\Sigma_{min}}$ для принятой модели исходных данных. Кривые на графиках пронумерованы в соответствии с номерами вариантов днища: 1 – сферическое, 2 – эллиптическое, 3 – коническое, 4 – торосферическое, 5 – тороконическое.

И, наконец, чтобы получить сопоставимые графики для всех моделей исходных данных, верхние значения шкал по обеим координатным осям ограничены 2. Это соответствует двукратному проигрышу по каждому из критериев по сравнению с его потенциально наилучшим значением. Исключение сделано только для графиков на рис. 6 б – об этом см. ниже.

4.2. Результаты вычислительного эксперимента

На рис. 4-6 приведены результаты вычислительного эксперимента для следующих исходных данных: радиус бака 1 м, конструкционный материал – алюминиевый сплав АМг6, технологический минимум толщины тонкостенных оболочек 1 *мм*. Остальные исходные данные оговаривались в модели исходных данных. Были рассмотрены следующие модели.

1. Подвесной бак малого удлинения, нагруженный низким давлением (результаты сравнения днищ приведены на рис. 4 а). Объем бака $V_0 = 3,14 i^3$. Удлинение бака, т.е. отношение высоты H_{Σ} к радиусу r, для схемы В равно 1. Это значение приведено исключительно для справки; для схем 1-5 удлинение бака получится бо́льшим. Более того, для каждой из схем удлинение будет различным. К тому же, при изменении параметров днища удлинение тоже будет изменяться. Давление p = 0,5 l l à.

2. Подвесной бак малого удлинения, нагруженный высоким давлением (рис. 4 б). Исходные данные те же, что и для модели 1. Давление *р* увеличено до 2,5*ì ї à*.

В моделях 1-2 толщина цилиндрической оболочки бака определялась из условия прочности при действии внутреннего избыточного давления *p* с учётом технологического ограничения на толщину гладкой оболочки.

Для двух первых моделей исходных данных коническое днище при всех комбинациях проектных более чем в 2 раза проигрывает четырём остальным вариантам по обоим критериям одновременно. Поэтому на рис. 4 для принятых шкал по координатным осям нет кривой, соответствующей коническому днищу.

3. Подвесной бак среднего удлинения, нагруженный низким давлением (рис. 5 а). Объем бака $V_0 = 6,28$ i³ (удлинение для схемы В $H_{\Sigma}/r = 2$). Давление p = 0,5 l l à.

Толщина цилиндрической оболочки выбиралась так же, как и для моделей 1 и 2.

4. Несущий бак среднего удлинения, нагруженный низким давлением (рис. 5 б). Исходные данные такие же, как и для предыдущей схемы. За исключением толщина цилиндрической оболочки бака: $\delta_{y\hat{e}\hat{a}}$ была принята равной 10 ì ì.

5. Несущий бак большого нагруженный удлинения, низким давлением (рис. 6). Объем бака $V_0 = 15,7$ i⁻³ (удлинение для схемы В $H_{\Sigma}/r = 5$). Давление p = 0.5 Ì Ï à. Эквивалентная толщина цилиндрической оболочки, как и для предыдущей модели, принималась равной 10ìì . Для этой модели один и же график приведён дважды. Чтобы получить сопоставимую тот с предыдущими рисунками картину, на рис. 6 а оставлена такая же шкала по координатным осям, как и на рис. 4-5. На рис. 6 б, чтобы получить более детальную картину, верхние границы шкал по обеим координатным осям уменьшены до 1,25.



Рис. 4. Зависимость между массой и высотой подвесного бака малого удлинения: а – модель исходных данных 1, б – модель 2



Рис. 5. Зависимость между массой и высотой бака среднего удлинения: а – модель исходных данных 3, б – модель 4



Рис. 6. Зависимость между массой и высотой бака большого удлинения для модели исходных данных 5

Для других моделей исходных данных (с другими значениями радиуса и удлинения бака, давления p и эквивалентной толщины цилиндрической оболочки $\delta_{\hat{y}\hat{e}\hat{a}}$) графики зависимости между критериями оптимальности получаются примерно такими же. С некоторыми количественными отличиями, не меняющими общей тенденции, демонстрируемой графиками на рис. 4-6.

4.3. Выводы

1. Как и следовало ожидать, сферическое, эллиптическое и торосферическое днища по совокупности принятых критериев примерно равноценны (с некоторым постоянным преимуществом эллиптического и торосферического днищ). Коническое днище во всех случаях сильно

проигрывает остальным. Тороконическое днище при жестких требованиях к плотности компоновки может составить некоторую конкуренцию эллиптическому и торосферическому днищам (см. рис. 5). Разумеется, сам по себе этот вывод далеко не нов. Однако графики, приведенные на рис. 4-6, дают возможность количественно оценить выигрыш (или проигрыш) от применения днища той или иной формы.

2. Если необходимо при выпуклом днище добиться плотной компоновки любой ценой, предпочтительным выглядит, либо эллиптическое, либо торосферическое днища (выбор из двух этих вариантов зависит как от исходных данных, так и предельно допустимого значения высоты бака). Как видно из графиков, при одной и той же высоте бака его масса при применении эллиптического (или торосферического) днища может оказаться существенно меньше массы бака с альтернативными вариантами днища.

3. Примечательно, что ни для одной из схем (исключая схему 5, да и то только при некоторых комбинациях исходных данных) зависимость для массы бака не имеет экстремума – минимум массы достигается при граничных значениях проектных параметров. Например, для днищ сферической, эллиптической и торосферической форм минимум массы бака имеет место в случае, когда все эти днища превращаются в полусферическое.

Библиографические ссылки

1. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебн. для студ. вузов/Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев и др.; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

2. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1985. – 344 с.

Надійшла до редколегії 26.05.2014

УДК 629.764

А.В. Голубек, Н.М. Дронь

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СБЛИЖЕНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С КАТАЛОГИЗИРОВАННЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ В ПРОЦЕССЕ УВОДА НА ПОВЕРХНОСТЬ ЗЕМЛИ

Проведене математичне моделювання сумісного руху орбітального ступеня

ракети-носія і угрупування каталогізованих космічних об'єктів на дільниці відведення з орбіти. Отримані розподіли кількості небезпечних космічних об'єктів від основних характеристик зближення з орбітальним ступенем. Розрахована ймовірність зближення на критичні відстані.

Ключеві слова: орбітальний ступень ракети-носія, угрупування каталогізованих космічних об'єктів, сумісний рух, імовірність зіткнення, відносна швидкість зближення, відносна відстань зближення, кут зустрічі, відведення з орбіти.

Проведено математическое моделирование совместного движения орбитальной ступени ракеты-носителя и группировки каталогизированных космических объектов на участке увода с орбиты. Получены распределения количества опасных космических объектов от основных характеристик сближения орбитальной ступенью. Рассчитана вероятность сближения на критические расстояния.

Ключевые слова: орбитальная ступень ракеты-носителя, группировка каталогизированных космических объектов, совместное движение, вероятность столкновения, относительная скорость сближения, относительное расстояние сближения, угол встречи, увод с орбиты.

Mathematical modeling of the joint motion of the orbiter and booster groups cataloged space objects in the area of the disposal. The distributions of the number of dangerous space objects from the basic characteristics of convergence orbital stages. Calculate the probability of convergence to the critical distance.

Keywords: orbiter launch vehicle, the grouping of cataloged space objects move together, the probability of collision, the relative speed of convergence, convergence of the relative distance, the angle of the meeting.

В данный момент средствами контроля космического пространства уже каталогизировано более 15 тысяч околоземных космических объектов (КО) искусственного происхождения. Около трёх с половиной тысяч из них космические аппараты (КА) (менее тысячи функционирующих), около двух тысяч – орбитальные ступени ракет-носителей (ОСРН), остальные – обломки, образовавшиеся в результате столкновений и нештатных ситуаций. То есть, большинство каталогизированных КО представляют собой неуправляемые объекты, являющиеся так называемым космическим мусором. Большая его часть движется на низких околоземных орбитах, создавая тем самым проблемы для безопасного выполнения миссии летательных аппаратов. Кроме того, космический мусор может увеличивать свою численность за счёт процесса взаимных столкновений КО между собой, называемого синдромом Кесслера. Согласно некоторых экспертных оценок, синдром Кесслера уже начался, и в ближайшие десятилетия следует ожидать существенного увеличения численности КО. Как следствие, в таких условиях растёт вероятность столкновения КО как с функционирующими КА, так и с ОСРН, в том числе и на участке увода.

свою проблема порождает B очередь, эта задачу определения OCPH сближения вероятности столкновения с KO. характеристик И необходимых для разработки и внедрения методов повышения вероятности безопасного пролёта ОСРН.

Основные направления исследований, близких к рассматриваемому вопросу. Работы [1-3] посвящены краткосрочному и долгосрочному прогнозу состояния группировки космического мусора. В работе [4] предлагается аналитическая формула расчёта годовой вероятности столкновения между всеми каталогизированными и некаталогизированными КО

$$P_C \approx 0,030 + 0,009 \frac{n_{\Sigma}}{n_P},$$

где n_E – суммарное число некаталогизированных КО различных размеров, учитываемых при расчёте вероятности столкновения; n_{P} число каталогизированных KO. Стандарт [5] предназначен для расчёта пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. В работах [6, 7] предлагается оценка возможных механических конфликтов между орбитальными объектами. В статьях [8, 9] рассмотрены вопросы использования метода выбора момента запуска для повышения безопасности пролёта ракет через группировку КО.

Анализ решений и публикаций показал, что согласно доступным источникам оценок основных характеристик сближения ОСРН с группировкой КО в процессе увода на поверхность Земли, таких как относительное расстояние, относительная скорость, угол встречи и вероятность столкновения, не проводилось.

Сформулируем постановку задачи в следующем виде.

Даны:

 основные характеристики ОСРН в составе: массово-инерционных характеристик, характеристик двигательной установки, компоновочной схемы, циклограммы работы системы управления и угловых программ полёта;

– оскулирующие параметры орбиты в момент начала увода;

– каталогизированная космическая обстановка.

Необходимо:

– определить распределения параметров опасных сближений, таких как относительное расстояние, относительная скорость и угол встречи;

– оценить вероятность столкновения ОСРН с КО на участке увода.

Под опасным понимается сближение ОСРН и КО на минимальное относительное расстояние не превышающее 5 км.

Учитывая неравномерность распределения каталогизированных КО по околоземной орбите (большая часть всех объектов движутся по орбитам высотой до 2100 км и наклонением, 90-110 град), в качестве базовых для ОСРН приняты круговые солнечно-синхронные орбиты высотой от 500 до 2100 км. Кроме того, необходимо обратить внимание на малость вероятности опасного сближения ОСРН и КО, значение которой на несколько порядков ниже, чем для КА. Так, например, средствами контроля РФ и США за прошедшие четыре года зарегистрировано два столкновения КА с КО, в тоже время столкновений ОСРН на участке увода и КО на данный момент не зарегистрировано. В связи с вышесказанным, для получения большего количества статистических данных рассмотрено совместное движение ОСРН на активном участке и КО для значений аргумента широты ОСРН в пределах от 0 до 360 град.

Введем предположения:

 совместное движение ОСРН и группировки КО рассматривается в детерминированной постановке на участке от момента включения двигательной установки для увода до входа ступени в плотные слои атмосферы;

 космическая обстановка постоянна, то есть не появляются новые КО и не прекращают своё существование старые;

- ОСРН и КО – материальные точки;

– КО – пассивные объекты, не совершающие манёвров по поддержанию или изменению орбиты;

 распределение относительного расстояния сближения ОСРН и КО – усечённое нормальное;

— увод осуществлется по одноимпульсной схеме с использованием двигательной установки большой тяги.

Рассмотрим совместное движение системы ОСРН – группировка КО, которое с учётом принятых предположений описывается системой из $6N_{KO}$ алгебраических уравнений (где N_{KO} количество космических объектов) и $(6N_{KO} + 7)$ дифференциальных уравнений вида

$$\Delta \overline{R}_{i} = \overline{R}_{OC} - \overline{R}_{KO_{i}}, \quad \Delta \overline{V}_{i} = \overline{V}_{OC} - \overline{V}_{KO_{i}},$$

$$\dot{\overline{V}}_{OC} = \dot{\overline{W}}_{OC} + \overline{g}_{OC}, \quad \dot{\overline{R}}_{OC} = \overline{V}_{OC},$$

$$\dot{m}_{OC} = \dot{G}_{OC} / g_{0},$$

$$\dot{\overline{V}}_{KO_{i}} = \dot{\overline{W}}_{KO_{i}} + \overline{g}_{KO_{i}}, \quad \dot{\overline{R}}_{KO_{i}} = \overline{V}_{KO_{i}}, \quad i = \overline{1, N}_{KO},$$

$$(1)$$

где $\Delta \overline{R}$ и $\Delta \overline{V}$ – векторы относительного расстояния и скорости между ОСРН и КО; \overline{R}_{OC} и \overline{V}_{OC} – векторы текущего положения и скорости ОСРН в инерциальной системе координат; \overline{R}_{KO} и \overline{V}_{KO} – векторы текущего положения и скорости КО в инерциальной системе координат; \overline{W}_{OC} – вектор кажущейся скорости ОСРН, \overline{g}_{OC} – вектор ускорения силы притяжения Земли в центре масс ОСРН; m_{OC} – масса ОСРН; \dot{G}_{OC} – весовой секундный расход; g_0 – ускорение силы притяжения Земли в точке старта; \overline{W}_{KO} – вектор кажущейся скорости КО, \overline{g}_{KO} – вектор ускорения силы в центре масс КО.

Ввиду нелинейности системы дифференциальных уравнений (1), её решение проведено численным методом с использованием компьютерного моделирования. В качестве начальных условий движения КО выбран каталог

NORAD от 20.06.13 г и окно увода с 00:00:00 21.06.13 по 00:00:00 22.06.13. По данным каталога на околоземных орбитах движется 17816 КО, по 14026 из которых имеются начальные условия движения.

В результате компьютерного моделирования совместного движения гипотетической ОСРН и группировки КО получены гистограммы распределения основных параметров опасных сближений: минимального относительного расстояния (рис. 1), относительной скорости (рис. 2) и угла встречи (рис. 3). Статистические данные распределений приведены в табл. 1.

Таблица 1

	Математическое ожидание	Среднее квадратическое отклонение
Минимальное относительное расстояние, м	3243	3027
Относительная скорость, м/с	12302	3099
Угол встречи, град	124	44





Рис. 1. Распределение количества опасных КО по минимальному относительному

расстоянию сближения



Рис. 2. Распределение количества опасных КО по относительной скорости сближения



Рис. 3. Гистограмма распределения количества опасных КО по углу встречи

Из 750 тысяч промоделированных траекторий выявлено одно опасное сближение ОСРН с КО на относительные расстояния менее 100 м, параметры которого приведены в табл. 2.

Анализ распределения оскулирующих параметров орбит опасных КО (рис. 4 и рис. 5) показал, что наибольшее их число движется по орбитам со средней высотой 800-100 км и наклонением 90-100 град, где и наблюдается

наибольшая концентрация КО. При этом корреляция между распределением опасных КО с распределением всех КО по высоте орбиты составляет 0,98.

Таблица 2

Параметры сближения ОСРН с КО на относительные расстояния менее 100 м

Минимальное относительное расстояние, м	Относительная скорость, км/с	Угол встречи, град	Высота полёта, км
86	11,2	92	801



Рис. 4. Гистограмма распределения количества опасных КО по высоте орбиты



Рис. 5. Гистограмма распределения количества опасных КО по наклонению орбиты

Столкновению ОСРН и КО на участке увода с учётом предположений соответствует событие

$$\left|\Delta \overline{R}\right| \le \Delta R_{\min} \,, \tag{2}$$

где $\Delta \overline{R}$ – вектор относительного расстояния сближения ОСРН с группировкой КО; ΔR_{\min} – вектор предельно допустимого относительного расстояния сближения ОСРН с группировкой КО.

При этом вероятность столкновения с учётом принятого предположения об усечённом нормальном распределения относительного расстояния сближения будет представлять собой вероятность выполнения равенства (2)

$$P_{C} = P\left(\left|\Delta\overline{R}\right| \le \Delta R_{\min}\right) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}n\sigma} \int_{0}^{\Delta R_{\min}} \exp\left[-\frac{(R-M)^{2}}{2\sigma^{2}}\right] dR, \qquad (3)$$

где *M* – математическое ожидание (MO); σ – среднее квадратическое отклонение (СКО); *n* – нормирующий коэффициент распределения, определяемый выражением

$$n = 1 - \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} \int_{-\infty}^{0} \exp\left[-\frac{(R-M)^2}{2\sigma^2}\right] dR.$$

54



Параметры распределения определим из распределения относительного расстояния сближения по всем рассматриваемым орбитам (рис. 6).

Рис. 5. Гистограмма распределения количества опасных КО по относительному расстоянию сближения

Для определения параметров распределения с учётом предположения о нормальности распределения относительного расстояния выберем две характерные точки с координатами (относительное расстояние; количество КО) (100 м; 1) и (4000 м; 4848). Вероятности сближения в данных точках составляют $1,3\cdot10^{-6}$ и $6,2\cdot10^{-3}$ соответственно. Соответствующие выбранным точкам параметры распределения составляют: МО – 9239 м, СКО – 2097 м; нормирующий коэффициент – 0,999995. Согласно полученным параметрам распределения в процессе увода на относительные расстояния 1 м и 10 м будет составлять 10^{-8} и 10^{-7} соответственно.

В результате анализа полученных результатов исследования можно сделать следующие выводы:

– распределение основных характеристик параметров сближения ОСРН и КО имеет сложный характер, большинство опасных сближений наблюдается на относительных скоростях более 10 км/с и углах встречи более 90 град;

 наибольшую опасность для полёта ОСРН на солнечно-синхронную орбиту представляют КО, движущиеся на орбитах высотой 800-1000 км и наклонением 90-110 град;

– из 750 тысяч промоделированных траекторий выявлено несколько сближений на относительные расстояния менее 100 м, что с учётом вероятностного характера совместного движения ОСРН и КО может представлять существенную опасность для безопасного полёта ступени и

говорит о необходимости учёта состояния космической обстановки в процессе планирования миссий увода;

– вероятность сближения ОСРН с КО в процессе увода на расстояние менее 100 м составляет 1,3·10⁻⁶, что соизмеримо с предельно допустимым значением вероятности столкновения Международной космической станции с космическим мусором.

Полученные результаты говорят о том, что в процессе очистки околоземного космического пространства посредством увода выполнивших свою миссию ОСРН возможны столкновения последней с КО, которые приведут к ещё большему загрязнению. При этом саму миссию увода необходимо осуществлять с учётом состояния текущей космической обстановки в районе траектории полёта ОСРН.

Следует обратить внимание на тот факт, что для исключения сближения на критическое расстояние достаточно сместить момент времени начала увода на несколько секунд вправо или влево. Исходя из этого можно сказать, что соответствующий выбор времени начала увода в зависимости от состояния космической обстановки в районе траектории ОСРН может на первых порах быть эффективным способом повышения безопасности её полёта через группировку КО.

Библиографические ссылки

1. Instability of the Current Orbital Debris Population // Orbital Debris. Quarterly News. – 2006. – Volume 10. – Issue 2. – Р. 1–2. [Электронный pecypc]. – Режим доступа: http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ ODQNv10i2.pdf.

2. Liou J.-C. Collision Activities in the Future Orbital Debris Environment / J.-C. Liou // Orbital Debris. Quarterly News. – 2004. – Volume 8. – Issue 4. – Р. 8. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/ newsletter/pdfs/ODQNv8i4.pdf.

3. Liou J.-C. Instability of the Present LEO Satellite Populations / J.-C. Liou & N. Johnson // Orbital Debris. Quarterly News. – 2006. – Volume 10. – Issue 3. – Р. 7. [Электронный ресурс] – Режим доступа к журналу: http://www.orbitaldebris. jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv10i3.pdf.

4. Хуторовский З.Н. Контроль космических объектов на низких высотах / З.Н. Хуторовский, В.Ф.Бойков, Л.Н. Пылаев // Околоземная астрономия (космический мусор). – М.: Космосинформ, 1998. С. 34 – 101.

5. ГОСТ Р25645.167–2005 Космическая среда (естественная и искусственная) Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве.

6. Лабуткина Т.В. Методика прогноза механических конфликтов между элементами квазистабильного множества орбитальных тел / Т.В. Лабуткина //

Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д.: Пороги, 2009. Т. ІХ. С. 41 – 52.

7. Лабуткина Т.В. Быстрый метод прогноза опасных сближений орбитальных объектов и оценки расстояния сближения / Т.В. Лабуткина, А.Н. Петренко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д.: Пороги, 2012. Т. XIV. С. 28 – 40.

8. Заволока А.Н. К определению безопасных «окон запуска» космических аппаратов / А.Н. Заволока, П.Г. Хорольский // Техническая механика. – 2000. – № 2. – С. 33 – 38.

9. Голубек А.В. Методика оптимизации окон запуска ракет-носителей / А.В. Голубек, В.В. Авдеев, В.А. Ларин // Техническая механика. – 2009. – № 2. – С. 114 – 120.

Надійшла до редколегії 3.07.2014

УДК 678.02:621.365

И.А. Гусарова, Т.А. Манько

ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля» Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ВЫБОР ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ МНОГОСЛОЙНЫХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВОЗВРАЩАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.

Представлены результаты экспериментальных исследований отечественных термостойких теплоизоляционных материалов при тепловых режимах эксплуатации возвращаемых космических аппаратов. Полученные результаты показали непригодность коммерческих материалов для использования в теплозащитных конструкциях возвращаемых космических аппаратов.

Ключевые слова: теплоизоляционные материалы, многослойные теплозащитные конструкции, возвращаемые космические аппараты.

Представлені результати експериментальних досліджень вітчизняних термостійких теплоізоляційних матеріалів при теплових режимах експлуатації космічних апаратів, що повертаються. Отримані результати показали непридатність комерційних матеріалів для використання у теплозахисних конструкціях космічних апаратів.

Ключові слова: теплоізоляційні матеріали, багатошарові теплозахисні конструкції, космічні апарати, що повертаються.

This paper presents the result of heat-resistant and heat-insulating research of

ukrainian materials, that works at re-entry vehicle conditions. The materials are not suitable for application in re-entry vehicle construction and condition.

Keywords: heat-insulating materials, heat- protection structure, re-entry vehicle.

Введение. Исследование и использование космического пространства требует выведения все большего количества различных объектов в космос. Стоимость каждого запуска ракетоносителя с полезным грузом очень высока, что определяется одноразовостью использования дорогостоящей техники. Существенно снизить стоимость запусков и открыть новый этап в освоении космического пространства позволит создание многоразовых космических аппаратов (КА), возвращающихся на Землю после выполнения своей миссии на орбите. Одной из основных задач при создании таких КА является разработка многоразовой надежной теплозащиты, имеющей приемлемые габаритномассовые параметры и стоимость [1].

Особо важной является разработка теплозащиты нижней поверхности возвращаемого космического аппарата, т.к. здесь температуры 1030 – 1100[°] С реализуются по всей площади ее поверхности (рис.1).



Рис. 1. Распределение температур на нижней поверхности возвращаемого КА

Первые возвращаемые космические корабли-самолеты СПЕЙС ШАТТЛ и БУРАН были оснащены неразъемными плиточными теплозащитными конструкциями из неметаллических материалов. Недостатком таких кварцевых керамических плиток является их чрезвычайная хрупкость и низкая прочность, что создает неудобства наземного обслуживания и проведения ремонтных работ.

Период времени, прошедший после первых успешных полетов орбитальных кораблей СПЕЙС ШАТТЛ и БУРАН, характеризуется анализом и построения переосмыслением концепции теплозащитных конструкций многоразовых орбитальных КА. На смену идее теплозащиты, неразъемносвязанной поверхностью планера, приходит концепция с съемных многослойных теплозащитных плиточных конструкций [2]. Американские специалисты начали разработку системы теплозащиты, которая должна выполнять двойную роль: выдерживать нагрузки аэродинамического давления и обеспечивать теплозащиту корабля. При этом прочностные и теплозащитные функции конструкции разнесены: верхний слой конструкции выполняется из жаропрочного материала (углерод-углеродные материалы, керамика, жаропрочные металлические сплавы), а нижний - теплоизоляционный (рис.2) [3].



Рис. 2. Схема многослойной теплозащитной конструкции с наружным жаропрочным слоем, под которым находится теплоизоляция

Основными требованиями к теплоизоляционным материалам, используемым в таких конструкциях, являются высокие рабочие температуры материала (не менее 1200°С), малый удельный вес и низкая теплопроводность. Теплоизоляционный материал обычно помещается в корпус из жаропрочного материала, поэтому он может быть как сплошным, так и дискретным. Теплозащитный материал должен обеспечивать при температуре наружной поверхности 1100°С в течение всего времени полета (20мин.) температуру внутренних элементов конструкции не выше 200°С.

Для снижения стоимости разработки и изготовления теплозащитных конструкций, целесообразно использовать существующие термостойкие теплоизоляционные материалы с малым удельным весом, используемые в различных отраслях промышленности.

Целью данной работы является анализ и экспериментальная проверка возможности использования дешевой и легкой высокоэффективной теплоизоляции коммерческого применения для многослойной теплозащитной конструкции многоразовых космических аппаратов.

Объектом исследований являются различные виды отечественной высокотемпературной теплоизоляции коммерческого применения. Испытания проводились на многослойных пакетах, состоящих из верхнего жаропрочного материала толщиной 2мм, нижнего слоя из сплава АМг6 толщиной 2,5мм, имитирующего силовую оболочку КА, и расположенной между ними исследуемой теплоизоляцией. Общий вид испытуемого образца и расположение в нем термопар приведены на рис.3.



Рис. 3. Общий вид испытуемого образца

Анализ отечественного рынка высокотемпературной теплоизоляции показал, что в Украине существует производство только базальтовых и муллитокремнеземистых волокон. Муллитокремнеземистые волокна производятся в г. Синельниково (Днепропетровской области), в г. Северске (Донецкой области) и на предприятии «IZOLA» (г.Белая церковь, Киевская обл.).

Экспериментальные исследования проводились на следующих теплоизоляционных материалах коммерческого применения, доступных на рынке Украины:

1 огнеупорные картоны IZOFLOX-120S, IZOFLOX-126S, которые состоят из муллитокремнеземистых волокон и неорганического связующего;

2 базальтовое волокно;

3 керамика на основе Al_2O_{3} ;

4 ТИ блоки - композит на основе резанных углеродных волокон, хаотически распределенных в углеродной матрице из кокса фенолоформальдегидной смолы. Изготовитель материала ГП «Завод углерод углеродных композиционных материалов», г. Запорожье;

5 Аэросил А-380 – микросферы из двуокиси кремния.

Толщина теплоизоляции рассчитывалась путем решения уравнения теплопроводности в одномерной постановке. Для решения уравнения использовались разностные методы (явный метод - элементарных тепловых балансов, не явный метод - прогоночных коэффициентов) для смешанных граничных условий, учитывающих конвекцию и излучение на граничных поверхностях. Каждый материал, составляющий теплозащитный пакет, разбивался на элементарные слои, температура в центре которых принималась постоянной по всему элементарному слою в течение расчетного временного шага. Параметры материалов, брались при 25⁰С ввиду отсутствия их значений при рабочих температурах (табл.1).

Таблица 1.

N⁰	Материал	Плотность,	Коэффициент	Коэффициент	Темпер.
Π/Π	-	г/см ³	теплопроводности	теплоемкости, Ср	Разр.,
			при	при	Т _κ , °С
			25°С, λ, В/м*К	25°С, кДж/кг*К	
1	170EL OV 1268	0.4	0,047 – при 25 [°] С	2,5	1260
1	IZOFLOA-1205	0,4	0,17- при 1100 ⁰ C		1200
2	170EL OV 1208	0.25	0,047 - при 25 ⁰ C	2,5	1260
2	IZOFLOA-1205	0,23	0,17- при 1100 ⁰ C		1200
			0,040 - при 25 ⁰ С		
2	Базальтовое	0.1	0,062 – при 125 ⁰ C	0,8	000
5	волокно	0,1	0,093 – при 300 ⁰ C		900
			0,150 – при 800 ⁰ C		
1	Пенокерамика	0.1	1,0 - при 25 ⁰ C	0,77	
4	на основе Al ₂ O ₃	0,1	0,6 – при 1100 ⁰ C		
5		0.4	0,4- при 25 ⁰ C	0,68	
5	ТИ БЛОКИ (УУ)	0,4	1,0 - при 1700 ⁰ C		
6	Аэросил А-380	0,06	0,03 - при 25 ⁰ С	0,3	

Теплофизические характеристики используемых материалов.

Примечание: Теплофизические характеристики при повышенных температурах являются прогнозируемыми.

Результаты тепловых расчетов представлены в виде зависимостей температуры от времени в сечениях раздела материалов в пакете, включая температуру поверхности верхнего защитного слоя и температуру металлической оболочки. Расчеты проведены для промежутка времени ~ 3000с, который включает участок полетного времени ~ 1800с (20 мин) и участок дальнейшего прогрева после спада тепловой нагрузки. Пример результатов расчета приведен на рис.4.



Рис. 4. Расчетное изменение температуры по времени в различных точках пакета теплозащиты образца.

Состав теплоизоляционного слоя исследуемых образцов приведен в табл.2.

Таблица 2.

N⁰	Состав теплоизоляции образца				τ (сек) при
обр.	Материал	Толщ.	Общая Вес 1м ² ,		Т _{подл.} =200 ⁰ С
		слоя, мм	толщ.	кг/м ²	
			пакета, мм		
1	IZOFLOX 126S	22	22	8,7	320
2	IZOFLOX 126S	6	32	7,1	450
	Базал.волокно	24			
	IZOFLOX 120S	2			
3	IZOFLOX 120S	30	30	7,2	520
4	IZOFLOX 120S	6	30	5,3	480
	IZOFLOX 120S +	22			
	Аэросил А-380				
	IZOFLOX 120S	2			
5	IZOFLOX 126S	6	32	7,1	355
	Базал.волокно	24			
	IZOFLOX 126S	2			
6	IZOFLOX 120S	30	30	7,2	565
7	Al_2O_3	30	50	13	955
	IZOFLOX 126	12			
	IZOFLOX 120S	8			
8	ТИБ	10	42	9	985
	IZOFLOX 120S	20			
	IZOFLOX 126S	12			

Состав теплоизоляционного слоя исследуемых образцов.

Методы исследований.

Задачей экспериментальных исследований является предварительный выбор теплоизоляционных материалов для теплозащитных конструкций возвращаемых КА.

Испытания образцов материалов многослойного теплозащитного пакета проведены на Гелиоустановке СГУ-7 ИПМ НАНУ (рис.5).



Рис. 5. Внешний вид гелиоустановки СГУ-7

Основным элементом гелиоустановки СГУ-7 является фацетный концентратор солнечной энергии диаметром 5 м. Установка оснащена системой непосредственного слежения за Солнцем. Диаметр фокального пятна, при обеспечении на поверхности черного образца температуры 1250 °C составляет порядка 160 мм.

Для контроля температуры применяются хромель-алюмелевые термопары, показания которых регистрировались компьютером с помощью платы АЦП. Для этой цели также были использованы самопишущие потенциометры типа КСП.

Испытания проводились при температуре поверхности образца - 1100 °C. Длительность испытаний – 20 мин.

Результаты и обсуждение. Результаты испытаний теплоизоляционных материалов получают в виде графика изменения температур в точках установки термопар (пример приведен на рис.6).



Рис. 6. Экспериментальные значения изменения температуры по времени на термопарах XA1, XA2, XA3, XA4 в образце.

Т.к. теплозащитный материал должен обеспечивать в течение всего времени воздействия теплового потока (20мин.) температуру подложки не выше 200°С, в качестве контрольного параметра выбора пакетов теплозащиты выбрано время, в течение которого температура подложки не превышает 200°С.

Значения времени достижения подложкой температуры 200⁰ С представлены в табл.2. Для сравнения результатов исследований коммерческих ТЗМ и теплозащиты КА «Буран» были проведены испытания контрольного образца из керамической плитки КА «Буран» марки ТЗМК-10 с удельной плотностью 0,15кг/м³, толщиной 32,3мм (рис.7).



Рис. 7. Прогрев образца, изготовленного из материала ТЗМК-10: Т_w В – температура поверхности; 3В – зависимость температуры на глубине 25,5 мм, 4В – температура подложки из АМГ-6.

Контрольный образец при поверхностной плотности 4,84кг/м² имел температуру на подложке 200° С в течение заданного времени. При этом в течение 20 минут (1200сек.) подложка нагрелась до $150-160^{\circ}$ С, а затем, после прекращения действия теплового потока, в течение 10мин продолжала нагреваться, достигнув максимума - 200° С – на 1900-2000сек., и практически не менялась до конца испытаний – 2400сек.

Поверхностная плотность образцов коммерческих ТЗМ составляла не менее $5,3\kappa\Gamma/M^2$. Ни один из исследуемых образцов не обеспечил температуру на подложке 200^0 С в течение заданного времени. Лучшие теплоизоляционные свойства из исследуемых теплозащитных материалов показал материал IZOFLOX-120S, который обеспечил требуемый режим в течение 520-565сек.

Недостаточные теплоизоляционные свойства волокнистой теплоизоляции (IZOFLOX-120S) связаны со сравнительно большим диаметром волокон и наличии в материале не волокнистых включений – «королька», коротких волокон, утолщений. Диаметр муллитокремнеземистых волокон, выпускаемых предприятиями Украины, составляет 3-5мкм. Для получения требованиям. теплоизоляционного материала. отвечающего заданным необходимы муллитокремнеземистые волокна с меньшим диаметром волокна и содержание «корольков», утолщений, короткого волокна, не более 1%.

Экспериментальные данные значительно отличаются от расчетных для всех теплоизоляционных пакетов. Это объясняется тем, что в связи с

отсутствием теплофизических характеристик материалов в рабочем диапазоне температур (до 1100[°] C) в расчетах использовались прогнозируемые характеристики материалов.

Дальнейшие работы по созданию теплоизоляции возвращаемых КА необходимо вести в направлении разработки новых материалов на основе существующих оксидных волокон, преимущественно импортного производства, с очисткой их от смазки, «королька», коротких волокон и утолщений.

Выводы. Рассчитаны, изготовлены и испытаны теплоизоляционные пакеты из коммерческих видов теплоизоляции для теплозащитных конструкций возвращаемых космических аппаратов. Ни один из исследуемых теплозащитных материалов не обеспечил температуру на подложке 200⁰С в течение требуемого времени при исследуемых толщинах. Исследованные коммерческие теплоизоляционные материалы не пригодны для использования в теплозащитных конструкциях возвращаемых КА.

Проведены испытания контрольного образца с теплозащитой из плитки ТЗМК-10, используемой на КА «Буран», который обеспечил требования, предъявляемые к теплозащите возвращаемого КА.

При выполнении теоретических расчетов необходимо пользоваться экспериментальными значениями теплофизических характеристик, определенных при рабочих температурах.

Библиографические ссылки

1. John T. Dorsey, Carl C. Poteet, Kathryn E. Wurster, Rogen R. Chen. Metallic Thermal Protection System Requirements, Environments, and Integrated Concepts / John T. Dorsey, Carl C. Poteet, Kathryn E. Wurster, Rogen R. Chen. – Journal of Spacecraft and Rockets, v.41, #2.

2. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов / М.Я. Гофин - Москва, 2003г.

3. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures/ David E. Glass NASA Langley Research Center, Hampton// 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures Daytona Beach, FL, January 22, 2007.

Надійшла до редколегії 8.06.2014

УДК 532.593:541.24

А.В. Давыдова, Е.Е. Лысенко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЙ НА СЕТЧАТЫХ РАЗДЕЛИТЕЛЯХ ФАЗ В НЕСТАЦИОНАРНОМ ПОТОКЕ ЖИДКОСТИ

У роботі представлений опис методики розрахунку перепаду тисків на сітчастих роздільниках фаз в умовах істотно нестаціонарного рідинного потоку, що протікає через них

Ключові слова: космічний літальний апарат, сітчастий розподілювач фаз, гідравлічний опір

В работе представлено описание методики расчета перепада давлений на сетчатых разделителях фаз в условиях существенно нестационарного жидкостного потока, протекающего через них

Ключевые слова: космический летательный аппарат, сетчатый фазовый разделитель, гидравлическое сопротивление

In work the description of a design procedure of difference of pressure on mesh dividers of phases in the conditions of essentially non-stationary liquid stream proceeding through them is presented

Key words: space vehicles, mesh phase divider, hydraulic resistance

Одним из наиболее существенных недостатков применения тканых металлических сеток в качестве разделителей фаз является наличие у них значительного гидравлического сопротивления (ГС). При уменьшении ячеек сетки ее ГС увеличивается. В тоже время, удерживающая способность сетчатого разделителя фаз (СРФ) тем выше, чем меньше его ячейки. Условия космического летательного аппарата (КЛА) предполагают полета многократный запуск и выключение его двигательной установки (ДУ). На этапах выхода ДУ на заданный режим работы течение топлива через СРФ является существенно нестационарным. Кроме того, не исключена ситуация блокировки некоторой части поверхности СРФ газовой фазой в топливном баке. В этих условиях жидкость поступает в сливную магистраль только через часть поверхности СРФ полностью погруженную в топливо. При этом для обеспечения ДУ необходимым количеством топлива его расход через смоченную часть СРФ повышается. По указанным причинам текущий перепад давления на СРФ может достигнуть такой величины, при которой либо происходит прорыв газовой фазы через СРФ, либо наступает механическое

[©] А.В. Давыдова, Е.Е. Лысенко, 2014

разрушение сетчатого материала. Это неизбежно влечет за собой прорыв газа в сливную магистраль и срыв запуска ДУ.

Исследованиям нестационарных гидродинамических процессов значительное количество работ [1,4,5,6]. посвящено Однако, в них обтекание нестационарное тел относительно рассматривается простой каналы, диафрагмы, геометрии (осесимметричные щели). Сетчатые разделители фаз обладают сложной пространственной структурой и поэтому нельзя использовать непосредственно результаты указанных работ в данном случае. В наиболее полном виде гидродинамика нестационарных процессов представлена в [5]. Однако основное внимание в этой работе при проведении теоретических и экспериментальных исследований уделялось колебательным движениям жидкости в осесимметричных трубах.

Настоящая работа посвящена скачкообразным изменения расхода жидкости, вызванные запуском ДУ, которые имеют импульсный характер. На рис. 1 представлен график изменения массового расхода окислителя и горючего при запуске маршевого двигателя КЛА "Agena" [7]. Длительность выхода массового расхода на расчетный режим по окислителю около 0,4 с, а по горючему - 0,2 с. При условии полного погружения СРФ в топливо среднее ускорение окислителя на указанном промежутке \approx 0,41 м/с². Соответствующее ускорение горючего \approx 0,71 м/с². Отметим, что указанные уровни ускорений потока топлива являются минимально возможными. При частичном погружении СРФ в топливо площадь проходного сечения СРФ уменьшается и градиенты скоростей на этапе запуска ДУ возрастают.



Рис. 1. Изменение массового расхода топлива при запуске маршевого двигателя КЛА "Agena" [7]:

1- окислитель - азотная кислота;

2- горючее - несимметричный диметилгидразин.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований [2] свидетельствуют о том, что высокие градиенты расхода при сливе топлива из баков КЛА могут приводить к значительному увеличению перепада давлений

на СРФ. На этапе проектирования соответствующих устройств необходимо проводить оценку нестационарной составляющей ГС потока топлива при движении через СРФ.

Прорыв газовой фазы через СРФ за счет кратковременного (порядка 0,05 с) повышения на нем текущего перепада давления возможен [9], но мало вероятен. Большую опасность представляет собой кратковременное силовое воздействие на СРФ протекающего через него топлива. При определенном уровне силовых воздействий и нерасчетных проектных параметрах СФР может произойти неупругая деформация сетчатых элементов, вплоть до их механического повреждения. Поэтому при проектировании СФР необходима инженерная методика расчета динамических воздействий на его силовую конструкцию с учетом реальной геометрии СФР.

Для придания необходимой жесткости конструкции СРФ размещается на жесткой металлической опоре, к которой он обычно прикрепляется с помощью точечной сварки [8]. Эта опора имеет специальные "окна" размером порядка несколько сантиметров, через которые происходит движение топлива. Для оценки работоспособности всей системы подачи топлива КЛА необходимо, прежде всего, знать текущие перепады давлений на СРФ за счет протекания через них потока топлива на протяжении всего полетного задания. Расчет этих перепадов давления в условиях ускорения протекающего топлива, характерных для запуска ДУ, предлагается выполнять по методике, представленной ниже.

Для проведения необходимых инженерных расчетов необходимо знать следующие исходные параметры:

1. Площадь поверхности СРФ, доступная для прохождения через него топлива на расчетный момент времени S_c и площадь поверхности "окон" силовой опоры, в которых размещается СРФ, S_o .

2. Начальное Q_{μ} и конечное Q_{κ} значения расхода топлива из бака при проведении расчетов.

3. Время изменения расхода от начального до конечного, Δt.

4. Основные рабочие параметры СРФ:

- тип плетения;

- гидравлической диаметр ячеек - d_я;

- коэффициент живого сечения - f_v;

- толщина - b;

- параметры для определения коэффициента ГС - α , β , γ и λ .

5. Основные физические параметры топлива:

плотность р;

- коэффициент кинематической вязкости v;

6. Температура топлива на момент проведения расчетов Т.

При известных всех указанных выше параметрах рассчитываются:

1. Средняя скорость движения жидкости через СРФ в начальный момент

времени -
$$V_H = \frac{Q_H}{S_c}$$
.

2. Средняя скорость движения жидкости через СРФ в конце расчетного промежутка времени - $V_K = \frac{Q_K}{S_c}$.

3. Среднее ускорение жидкостного потока на расчетном промежутке времени Δt : $A = \frac{(V_K - V_H)}{\Lambda t}$.

Далее выделяется отдельное силовое окно и полагается, что гидродинамические процессы на остальных участках СРФ будут идентичными. Сетчатый разделитель фаз жестко закреплен в этом окне по его периметру. Через СРФ двигается жидкость со средней скоростью V(t), которая меняется на протяжении времени $\Delta t = [t_{\rm H}; t_{\rm K}]$ от значения V_н до значения V_к. Стационарная составляющая перепада давлений на СРФ Δp_c рассчитывается по формуле [3]

$$\Delta p_c = (\alpha + \frac{\beta}{\text{Re}}) \frac{\rho V^2}{2}, \qquad (1)$$

где α, β – эмпирические постоянные, зависящие от типа плетения СРФ [8];

 $\mathbf{Re} = \frac{Vd_{\pi}}{v}$ - число Рейнольдса;

V(t) – текущая средняя скорость потока топлива через СРФ на промежутке времени $\Delta t = [t_{H}; t_{K}]$.

Нестационарная составляющая перепада давлений на СРФ Δp_H рассчитывается по формуле [2]

$$\Delta p_H = \frac{\gamma}{Fr^{\lambda}} \frac{\rho V^2}{2},\tag{2}$$

где ү, λ – эмпирические постоянные, зависящие от типа плетения СРФ [8];

 $Fr = \frac{V^2}{Ad_{g}}$ - число Фруда.

Далее определяется общее текущее значение перепада давлений на СРФ Δp на этапе запуска ДУ и выхода значения средней скорости потока на номинальный режим

$$\Delta p = \Delta p_c + \Delta p_H . \tag{3}$$

Результаты расчетов Δp(t) используются в дальнейшем для оценки работоспособности СРФ на этапе запуска ДУ КЛА.

Для иллюстрации ошибок, к которым может привести неучет нестационарности потока топлива, на рис. 2 представлены результаты расчета потерь давления на СРФ в квазистационарном и в равноускоренном потоке с использованием

представленной выше расчетной методики. Для расчетов использовалось два типа СФР, основные параметры которых вместе со значениями эмпирических постоянных из формул (1)-(2), приведены в табл. 1. В качестве рабочей жидкости рассматривался азотный тетраоксид, плотность которого ρ =1447кг/м³, а кинематическая вязкость v=0,292·10⁻⁶ м²/с. Температура жидкости на момент проведения расчетов T = 20^oC. При проведении расчетов предполагалось, что скорость протекания жидкости через ячейки СРФ линейно возрастает от начального значения V_H=0 м/с до конечного значения V_K=1,08 м/с (кривые 1 и 2) и до 2,6 м/с (кривые 3 и 4).

Таблица 1

	Тип плетения	Эмпирические		Коэф.	Приведен.	Толщина СРФ b,
№	СРФ	посто	оянные	живого	диаметр	МКМ
CD I				сечения f _v	ячейки d _я ,	
СРФ		10			МКМ	
		α/β	γ/λ			
1	полотняное	0,4/4,9	4000/1	0,338	48,5	72
2	фильтровое	8,9/392	3400/0,6	0,388	39,0	128

Значения рабочих параметров СРФ и эмпирических постоянных, которые использовались при расчетах





а) СРФ № 1: 1 - без учета нестационарности потока, ускорение 2,7 м/с²; 2 - нестационарная добавка при ускорении 2,7 м/с²; 3 - без учета нестационарности потока, ускорение 6,5 м/с²; 4 - нестационарная добавка при ускорении 6,5 м/с². 6) СРФ № 2: 1 - без учета нестационарности потока, ускорение 3,0 м/с²; 2 - нестационарная добавка при ускорении 3,0 м/с²; 3 - без учета нестационарности потока, ускорение 6,2 м/с²; 4 - нестационарная добавка при ускорение 6,2 м/с²; 2 - нестационарная добавка при ускорении 3,0 м/с²; 3 - без учета нестационарности потока, ускорение 6,2 м/с²; 4 - нестационарная добавка при ускорении 6,2 м/с².

Как видно из графиков рис. 2, нестационарная составляющая перепада давлений при равноускоренном движении топлива не зависит от времени, а

определяется только типом СРФ и уровнем действующего ускорения (кривые 2 и 4). В тоже время, квазистационарная составляющая перепада давлений на СРФ растет по мере увеличения средней скорости жидкости (кривые 1 и 3). Начиная с определенного момента времени, квазистационарная составляющая становится доминирующей. Следовательно, при достаточно высоких уровнях расхода влияние нестационарности движения топлива на перепад давлений на СРФ можно не учитывать. В тоже время, при запусках ДУ, когда расход начинает расти от нулевого значения, этого делать не следует.

В заключение отметим, что в уравнения (1) – (2) входят 4 эмпирические постоянные, значения которых могут быть достоверно определены путем проведения соответствующих экспериментальных исследований. Их величина существенно зависит от типа плетения СРФ, материала, уровня загрязнения ячеек СРФ и ряда других факторов. В тоже время, для приближенной оценки текущего перепада давлений на СРФ вполне допустимо использовать значения эмпирических постоянных, которые приведены в табл. 1. Использование для расчета перепада давлений на СРФ зависимости (1) для стационарного потока может привести к ошибкам в выборе проектных параметров СРФ, режим работы которых в системе подачи топлива КЛА предполагает высокие градиенты расхода топлива из бака.

Библиографические ссылки

1. **Громека И.С.** К теории движения жидкости в узких цилиндрических трубках/ Громека И.С. - М.: Изд-во АН СССР, 1952, С. 149 - 171.

2. Давыдова А.В. Расчет деформации сетчатых элементов средств обеспечения сплошности топлива на переходных этапах работы двигателя / А.В. Давыдова // Космическая техника. Ракетное вооружение: Зб. наук. праць. - Дніпропетровськ, 2012. - Вып. 1, стр. 235-242.

3. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Идельчик И.Е. – М.: Машиностроение, 1975.– 559с.

4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: Учеб. для вузов / Лойцянский Л.Г. – М.: Наука, 1987. – 840с.

5. Попов Д.Н. Нестационарные гидромеханические процессы / Попов Д.Н. – М.: Машиностроение, 1982. - 240с.

6. Слезкин Н.А. Динамика вязкой несжимаемой жидкости / Слезкин Н.А. – М.: Гостехиздат, 1955. - 520с.

7. **DeBrok S.C.** Agena primary and integrated secondary propulsion system / S.C. DeBrok, C.J. Rudey // AIAA Paper. – 1973.- № 1212. - 15p.

8. **Tegart J.R.** Effect of vibration on retention characteristics of screen acquisition systems/ J.R. Tegart , A.C. Park //NASA CR № 135264.–1977.–165 p.

9. **Tegart J.R.** Influence of pressure transients on the perfomance of capillary propellant acquisition systems / J.R. Tegart // AIAA Paper. – 1976. – № 597. – 8 p.

Надійшла до редколегії 3.06.2014

УДК 629.76

М.М. Дронь, Л.Г. Дубовік, В.В. Курінний, П.Г. Хорольский

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ОПТИМАЛЬНИХ ТРАЄКТОРІЙ УВОДУ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ ПІСЛЯ ЗАКІНЧЕННЯ ТЕРМІНУ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Наведена методика визначення орбіти уводу космічного апарату за даними Інтернет-каталогів та методики прогнозування руху космічних об'єктів запропонованої NORAD.

Ключові слова: космічний апарат, орбіта, траєкторія.

Приведена методика определения орбиты увода космического аппарата по данным Интернет-каталогов и методики прогнозирования движения космических объектов предложенной NORAD.

Ключевые слова: космический аппарат, орбита, траектория.

The technique of determining the orbit of the spacecraft entered from the data in Internet directories and forecasting techniques movement of space objects proposed NORAD. *Keywords:* spacecraft, orbit, trajectory.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями. Велика кількість пасивних космічних об'єктів (КО), що зростає з року в рік, ставить перед проектантами задачу зміни поточної космічної обстановки, яка, зокрема, розв'язується шляхом уводу об'єктів з первинної орбіти. На сьогодні спостерігається біля 10000 об'єктів, розміром більш 10 см для низьких орбіт та біля 1 м – для геостаціонарних [1, 2]. За масовими характеристиками зараз в космосі літає понад 2 Мт космічного сміття. І сьогодні все більш актуальним стає завдання очищення космічного простору від об'єктів штучного походження. Україна досить активна в космічній галузі, і за міжнародними домовленостями відповідає за сміття, що залишається після кожного запуску. Тому питання прибирання космосу стоїть для України надто актуально.

Єдиним джерелом повної інформації про стан космічної обстановки є каталоги КО NORAD і NASA, де інформація про параметри орбіт КО подається у вигляді дворядкових матриць (так званих tle – файлів). Для прогнозування кінематичних параметрів руху каталогізованих КО у будь-який проміжок часу розроблені і затверджені спеціальні математичні моделі: SGP (на сьогодні застаріла), SGP4 і SDP4, що стали фактичним стандартом, та перспективні SGP8, SDP8, введення яких очікується найближчим часом. В моделях основні

[©] М.М. Дронь, Л.Г. Дубовік, В.В. Курінний, П.Г. Хорольский, 2014

кінематичні параметри такі як: поточний радіус орбіти r, фокальний параметр p, частота обертання n, ексцентриситет e, нахилення орбіти i, середня і ексцентрична аномалія M та E, аргумент перигею ω , довгота висхідного вузла Ω та їм подібні розраховуються за формулами Кеплеровського руху по еліптичним орбітам $p = a(1-e^2)$, $r = a(1-e\cos E)$, $n = \frac{k_e}{a^2}$ тощо. Для врахування

впливу збурювальних факторів нелінійні функції розкладаються в ряди з обмеженою кількістю членів, наприклад

$$\Omega_{DF} = \Omega_o + \left[\frac{-3k_2\theta}{a_0''^2\beta_o^4} + \frac{3k_2''(4\theta - 19\theta^3)}{2a_0''^4\beta_o^8} + \frac{5k_4\theta(3 - 7\theta^2)}{2a_0''^4\beta_o^8} \right] n_o''(t - t_o),$$

$$L_s = L_0 + \left(n_0 + \frac{d\omega}{dt} + \frac{d\Omega}{dt} \right) (t - t_0) + \frac{\dot{n}_0}{2} (t - t_0)^2 + \frac{\ddot{n}_0}{6} (t - t_0)^3,$$

а також $a = a_o \left\{ \frac{n_o}{n_o + 2\left(\frac{\dot{n}_o}{2}\right)(t - t_o) + 3\left(\frac{\ddot{n}_o}{6}\right)(t - t_o)^2} \right\}^{\frac{2}{3}}$. Частина параметрів обчислюється

ітераційним шляхом: $(E + \omega)_{i+1} = (E + \omega)_i + \Delta(E + \omega)_i,$ $\Delta(E + \omega)_i = \frac{U - a_{yNSL} \cos(E + \omega)_i + a_{xNSL} \sin(E + \omega)_i - (E + \omega)_i}{-a_{yNSL} \sin(E + \omega)_i - a_{xNSL} \cos(E + \omega)_i + 1},$ тощо. Прогнозування траєкторій КО посто

Прогнозування траєкторій КО допомагає уникнути зіткненню, але не вирішує повністю проблему безпечної експлуатації космічного простору. Сама проблема не вирішується, а в разі взаємного зіткнення може значно погіршитись і без участі людини. Найбільш перспективним методом очищення космічного простору вважають видалення великих КО, за допомогою власних двигунів після штатного завершення терміну експлуатації та спеціалізованих космічних апаратів (КА) за відсутності власних двигунів або при аварії КА.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор. На сьогодні докладно розроблено модель розрахунку енергетичних, тягових і масових характеристик спеціального космічного апарату – сміттєзбирача, призначеного для збору та видалення дрібного космічного сміття в області низьких навколоземних орбіт з використанням електроракетних двигунів (ЕРД) [3]. Дана схема дозволяє на основі аналізу існуючих ракет-носіїв (РН) і ЕРД здійснити вибір типу РН, типу і характеристик ЕРД, визначити масу і розмір сміттєзбираючого КА. Передбачається створення спеціального апарату, оснащеного транспортною системою збору і видалення КО в області низьких навколоземних орбіт з використанням електроракетних двигунів (ЕРД). Даний апарат виводиться ракетою носієм на колову орбіту висотою 800-1200 км і за допомогою ЕРД малої тяги виконує маневри для захоплення КО. Апарат поступово знижується і згорає разом зі сміттям в щільних шарах атмосфери. Запропонований алгоритм дозволяє отримувати аналітичний розв'язок для знаходження характеристичної швидкості $W_{\mathcal{KP}\mathcal{R}} = A \cdot \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$ і гарантованого запасу палива $M_{T} = M_0 \left(1 - \frac{1}{e^{W_{\mathcal{KP}\mathcal{R}}/J_{yokkPR}}} \right)$, де A – коефіцієнт, що визначається технічними вимогами до місії КА, r_0 – радіус початкової орбіти; $\mu = 3,986 \div 10^{14}$ м³/c² – гравітаційна стала Землі, M_0 – маса корисного навантаження PH; J_{yokkPR} – питомий імпульс ЖРД. Запропонований алгоритм розрахунку енергетичних, масових і тягових характеристик КА, призначеного для збирання КО на основі аналізу існуючих PH і ЭРД дозволяє здійснити вибір типу PH, вибрати тип і визначити характеристики ЭРД для космічної системи збору і видалення дрібного космічного сміття. Найбільшим недоліком даної методики є націленість розрахунків на рух за коловими орбітами.

Схема польоту, визначення необхідних орбітальних маневрів та вигляд сміттєзбирального апарату, вибір рушійної установки та носія для виводу, схеми польоту, що забезпечують спуск в щільні шари атмосфери одного або декількох КО одним або декількома апаратами розглянуті також в [4].

Аналіз каталогів КО свідчить, що більшість космічних об'єктів штучного походження розташовані на низьких навколоземних орбітах, і, саме ці орбіти найбільш небезпечні для існуючих КА, що пов'язано з найбільшою їх експлуатацією та поступовим зниженням висот польоту штучних супутників Землі. У зв'язку з чим постає питання першочергового очищення саме низьких навколоземних орбіт [5]. Розглядаючи висотний діапазон орбіт від 200 до 1200 км, при оптимальному методі видалення (мінімальна витрачена маса для максимальної кількості видалених об'єктів) необхідно виконати сукупність рішень з вибору типу ДУ, засобів виведення і схеми польоту, які взаємопов'язані між собою і прив'язані до даних NORAD. Описання цього руху можливо лише в чисельних алгоритмах і передбачає накопичення похибки, що збільшується з часом розрахунку.

Виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття. Не зважаючи на розвинені методики розрахунку траєкторій руху та їх велику точність на сьогодні досі не вирішено питання узгодження різних моделей між собою. Програмна реалізація математичних моделей каталогізованих об'єктів втілена в програмі Trakstar 2 [6] (наявної в Internet) і може бути використана для прогнозу параметрів руху КО [7], яка дозволяє правильно прогнозувати пасивний рух об'єктів, але не придатна для прогнозування руху об'єктів з рушійною установкою (РУ).

Вхідними даними для цієї програми є набори дворядкових елементів NORAD, вихідними – дані, подані у табл. 1. Як вхідні так і вихідні дані можуть розміщуватись в різних каталогах, шляхи до них повинні бути задані у файлі TRAKSTAR.CFG. Вхідні дані повинні мати розширення tle, вихідні будуть мати розширення rez.
До недоліків програми TrakStar слід віднести те, що вона написана для MS DOS, і тому має незручний інтерфейс, її неможливо без емулятора запустити на Windows 7 (8); її модулі містять багато безумовних переходів і малу кількістю коментарів, що робить код програми майже недоступним для аналізу. Також вона не може брати дані безпосередньо з Internet. Більш того, завантажені файли повинні бути розархівовані користувачем, та необхідно вручну змінити розширення файлу з txt на tle. Програма має вбудований алгоритм контролю помилок даних в tle файлі, але виявивши факт помилки відмовляється працювати з поданим файлом, замість того, щоб пропустити помилкову строку.

Найменування даних	Розмірність
Номер КО у каталозі (поз. 03-07 першого і другого рядків)	_
Дата одержання початкових умов (поз. 19-32 першого рядка без дробової частини доби)	YY MM DD
Всесвітній час одержання початкових умов	HH MM SS.SSSS
Номер витка	—
Координати X, Y, Z КО в інерційній системі координат (СК)	М
Проекції вектора швидкості на осі Х, Ү, Z інерційної СК	м/с
Балістичний коефіцієнт	—
Висота перигею	КМ
Висота апогею	КМ
Фокальний параметр	КМ
Ексцентриситет	—
Нахилення орбіти	град
Довгота висхідного вузла	град
Аргумент перигею	град
Період обертання	XB
Аргумент широти	град

Таблиця 1 – Характеристики вихідних даних програми TrakStar

В Internet розповсюджуються також вихідні програмні коди окремих частин цього продукту. І це дозволяє в корні вирішити проблему незручностей TrakStar. А чому при роботі з tle файлами необхідно прив'язуватись до програмних продуктів, хоча є описана математична модель? Це пов'язано з тим, що дійсні дані, заміняються на такі, що дають мінімальну похибку прогнозування для типового проміжку часу. Це суттєво впливає на точність прогнозування при написанні власної програми за обраною математичною моделлю. Проведені дослідження показали, що точність розрахунків не зростає при збільшенні кількості розрядів для представлення змінних та підвищення точності обчислення процедур і функцій програми. Це свідчить про узгодження даних NORAD саме з програмною реалізацією моделі руху КО.

Питання впливу похибок каталогів та періодичного ввімкнення РУ на точність прогнозування руху для каталогізованих об'єктів NORAD вирішується періодичною корекцією даних V каталогах. Згілно ланих сайту http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/, з 90 % довірчим інтервалом [8, 9] набори елементів NORAD оновлюються тільки тоді, коли положення КО, прогнозоване з поточним набором елементів відрізняється від прогнозованого з новим набором більш ніж на 5 км. Як свідчить досвід, для багатьох КА, що мають стратегічне значення, дані оновлюються з великою затримкою (іноді до місяця), а іноді взагалі не наводяться в каталогах.

Формулювання цілей статті (постановка завдання); Ціллю даної статті ϵ застосування методики врахування руху КО, запропонованої NORAD для прогнозування руху КА, що використовують РУ малої тяги. При цьому використовується особливість моделей SGP, SGP4, SDP4, SGP8, SDP8 пов'язану з незалежністю розрахунків для різних моментів часу, тобто над параметрами орбіти на кожному кроці обчислення можна робити додаткові розрахунки та модифікувати їх. Таке припущення справедливо, за умови, що прискорення рушійної установки не більш ніж на порядок перевищує збурюючи прискорення несферичності Землі та опору атмосфери.

Виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів. Аналіз моделей руху, запропонованих NORAD свідчить, що зміна параметрів орбіти під впливом збурювальних факторів розглядаються як малі некорельованіі величини, а збурювальні фактори приймаються незалежними. Отримані прирости параметрів орбіти наприкінці розрахунку додаються. Використання більш точної моделі призводить до того, що кількість кінцевих доданків зростає. Це дає можливість припустити, що необхідність врахування впливу РУ малої тяги можна розрахувати окремо, а отриману зміну параметрів додати до кінцевої суми. Для розрахунку зміни параметрів орбіти під впливом РУ на кожному кроці будемо використовувати опис руху в оскулюючих елементах [10]:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= 2r\widetilde{T}, \\ \frac{de}{dt} &= \sin v \, \widetilde{S} + \left[\cos v + \frac{(\cos v + e)r}{p} \right] \widetilde{T}, \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r}{p} \cos u \, \widetilde{W}, \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r}{p} \sin u \, \operatorname{cosec} i \, \widetilde{W}, \\ \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{\cos v}{e} \widetilde{S} + \frac{\sin v}{e} \left(1 + \frac{r}{p} \right) \widetilde{T} - \frac{r}{p} \sin u \, \operatorname{ctg} i \, \widetilde{W}, \\ \frac{d\tau}{dt} &= \frac{p}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[(eN \sin v - \cos v) \widetilde{S} + \frac{p}{r} \, N \widetilde{T} \right] \left(\frac{r}{p} \right)^2 \\ \widetilde{S} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} S, \end{aligned}$$

$$\begin{split} \widetilde{T} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}}T, \\ \widetilde{W} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}}W, \\ N &= 2 \bigg(\frac{r}{p}\bigg)^2 \int_0^v \frac{\cos\lambda \, \mathrm{d}\,\lambda}{(1+e\,\cos\lambda)^3}, \\ a &= \frac{p}{1-e^2}, \\ n &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \\ M_0 &= n(t_0-\tau), \\ M &= n(t_0-\tau) + M_0. \end{split}$$

В зазначеній методиці *S*, *T*, *W* проекції прискорення двигуна на координатні вісі.

Треба також зауважити, що системами прогнозування руху SGP, SGP4, SDP4, SGP8 та SDP8 замість $\frac{dp}{dt}$ використовують $\frac{dn}{dt}$, яку можна виразити з приросту ексцентриситету Δe та фокального параметру Δp . Знайдемо спочатку приріст великої піввісі:

$$\Delta a = a_{i+1} - a_i = \frac{p + \Delta p}{1 - (e^2 + \Delta e)} - \frac{p}{1 - e^2} = \frac{p\Delta e + \Delta p(1 - e^2)}{(1 - (e^2 + \Delta e)) \cdot (1 - e^2)}$$

Замінюючи приріст функції диференціалом за формулою $f(x) = f(x_0) + f'(x_0) \Delta x$,

знайдемо приріст середнього руху

$$n_{i+1} = n_i - \frac{3}{2}a^{-\frac{1}{2}}\sqrt{\mu} \Delta a.$$

Такий вибір рівнянь руху обумовлений нульовим приростом параметрів при відсутності тяги двигуна, а значить не виникає спотворення параметрів при пасивному русі. По-друге точність розрахунків близька до заявленої точності SGP4/SDP4. Виходячи з того, що вплив двигуна оцінюється на елементарному кроці, можна систему диференційних рівнянь обчислити на кожному кроці методом Ейлера, як це робиться в SGP4/SDP4. Але аналіз публікацій по інтегруванню рівнянь в оскулюючих елементах на проміжках часу понад року свідчить, що метод Ейлера накопичує суттєву похибку. Тому більш перспективним є метод Рунге Кутта 4 порядку. В зв'язку з програмним узгодженням даних використання методу Рунге Кутта 4 порядку для SGP4/SDP4 не рекомендується, бо може призвести до зниження точності обчислень. При цьому п можна обчислювати методом трапецій, бо використання більш точних методів, наприклад Сімпсона, не виявило приросту точності кінцевих розрахунків. Це забезпечить однаковий порядок похибки з системами прогнозування руху SGP, SGP4, SDP4, SGP8 або SDP8. Кожна з запропонованих NORAD систем в результаті розрахунків визначає оскулюючі елементи, розкладаючи в ряд короткоперіодні та довгоперіодичні збурення та враховуючи вплив атмосфери та Сонячного світла за допомогою відповідних змінних коефіцієнтів. І таким чином отримується пасивна складова руху. Вона доповнюється приростами параметрів орбіти від РУ. За цими даними обчислюється вектор швидкості і орієнтації.

Якщо ми бажаємо на основі даних спостережень NORAD визначити уточнені параметри руху на траєкторії спуску, то необхідно спочатку провести аналіз руху КА за час його існування. Для аналізу руху КА необхідно відділити проміжки часу де працює ДУ від проміжків пасивного руху. Це необхідно для більш точної оцінки впливу РУ на зміну параметрів руху конкретного супутника, а також дозволяє проводити розрахунки для КА параметри РУ якого не опубліковані у відкритому доступі, що трапляється досить часто. Ці дані необхідні для побудови траєкторій уловлення КО смиттєзбирачем і визначення зміни його параметрів після його з'єднання з КО. Для КА з потужними двигунами це легко зробити по аномальній різкій зміні одного чи декількох параметрів орбіти. Так на рис 1 зображено зміну *n* КА «Космос – 2372» протягом півтьора місяці, де візуально фіксуються моменти проведення маневрів. Дані маневри не лише передбачаються, але і підтверджені власником КА.



Рис. 1. Залежність середнього руху КА «Космос – 2372»

Такі ж висновки щодо маневрів можна зробити, виходячи із зміни ексцентриситету, представленої на рис. 2.



Рис. 2. Залежність ексцентриситету КА «Космос – 2372»

Більш складний характер руху не заважає відділити ділянки активного і (рис. 3, 4), обидва пасивного руху маневри також підтверджені, 3 опублікуванням дат початку і кінця маневрів.







Рис. 4. Залежність ексцентриситету КА «Космос – 2373»

При оснащенні КА двигуном малої тяги параметри орбіти можуть змінюватись дуже повільно, але аномальність зміни хоча б одного параметру можна знайти. Для прикладу розглянемо рух КА 11962U 80073А – супутника серії «Метеор». Факт багаторазового включення РУ, підтверджений власником КА з наведенням часу початку і кінця деяких активних ділянок не дозволяє їх ідентифікувати при дослідженні основних параметрів руху. Але це вдається зробити при дослідженні коефіцієнта гальмування B_STAR. На рис. 5 аномальне його зниження в правій половині графіку не можна пояснити ні зміненням сонячної активності, ні похибками визначення положення КА. Тому цей відрізок відповідає активній ділянці руху.



Для оцінки можливості уводу відпрацьованого КА в щільні шари атмосфери була досліджена система супутників «Метеор». Ця система супутників експлуатується з 1971 р. і за ці часи зазнала лише дві суттєві модифікації. Більш того, концепція розташування орбітального угрупування декілька разів змінювалась, що дало можливість мати інформацію про поводження апарату на орбітах 600, 900 і 1200 км. В системі корекції радянського метеорологічного супутника «Метеор» працювали лва стаціонарних плазмових двигуна розробки Інституту атомної енергії ім. І. В. Курчатова і ОКБ Факел, кожен з яких при потужності електроживлення ~ 0,4 кВт розвивав тягу 18-23 мН і швидкість потоку понад 8 км / с. Найбільш повна інформація про можливості двигуна була отримана під час одного з включень двигунів, який пропрацював безперервно 140 ч. Треба зауважити, що двигуни КА «Метеор» використовуються в більшості випадків на підняття орбіти, а, тому, під час спуску всі прирости параметрів руху змінять знак. Так для об'єкту 1969-029А була зпрогнозована можливість ввійти в щільні шари 3835 атмосфери за 250-280 діб, подолавши 400 кілометрів висоти. Також шляхом моделювання було перевірено опублікований факт, що за допомогою РУ, яка була включена з 14 по 22 лютого 1972 р., була збільшена висота орбіти КА на 16,5 км (розрахунок показав біля 14 км).

В цілому траєкторія уводу КА даної моделі буде мати спіраль, вітки якої поступово розширюються, якщо зобразити зміну, наприклад, великої піввісі, то зниження КА буде мати вигляд (рис. 6).



Рис. 6. Типове зниження апаратів типу «Метеор»

Висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку. Наведена методика, що дозволяє прогнозувати траєкторії уводу космічного сміття, що каталогізоване NORAD, об'єднавши математичні моделі руху в оскулюючих елементах та методики NORAD, які передбачають пасивність каталогізованих об'єктів. Запропонована методика передбачає використання даних, отриманих ще на пасивній ділянці траєкторії, що обумовлює основну методичну похибку запропонованої методики, яка може бути значно зменшена при окремому аналізі пасивного руху і ділянок маневрування КА. Ціллю подальших досліджень може бути врахування зміни параметрів КА при суттєвої зміні траєкторії.

Бібліографічні посилання

1. Хуторовский З.Н. Ведение каталогов космических объектов // Космические исследования.–1993.–№4. – С. 101 – 114.

- 2. Медведников О.С., Авдєєв В.В., Хорольський П.Г. Маневр обходу небезпечного космічного об'єкту. // IV Міжнародна молодіжна науковопрактична конференція "Людина і космос": Збірник тез.– Д.: НЦАОМУ. 2002. С. 83.
- 3. Кондратьев А.И., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ // Авиационно-космическая техника и технология. Х.: ХАИ, 2009. № 10 (67). С. 82-84.
- Хорольський П. Г. Аналіз методів видалення космічного сміття [Текст] / П. Г. Хорольський, В. А. Безуглий / / Системні проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. - Д. : Пороги, 2011. - Т. XI. - З 128-135.
- 5. Микиша АН Забруднення космосу [Текст] / АН Микиша , Л. В. Рихлова , М. А. Смирнов / / Вісник РАН.- 2001.- Т. 71 , № 1.- С. 26-31.
- Бровко М.В., Голубек А.В., Емельянова И.А., Хорольский П.Г. Исследование и разработка методики оценки качества каталогов параметров движения космических объектов // Космічна наука і технологія. Додаток. – 2002. – том 8, №1. – С. 73 – 77.
- Бровко М.В., Ємельянова І.О., Хорольський П.Г. Оцінка помилок прогнозу орбіт космічних об'єктів за даними каталогів NASA // Вісник Житомирського інженерно – технологічного інституту. Технічні науки. – 2002. – Вип.. 4(23). – С. 11 – 15.
- 8. Пугачёв В.С. Введение в теорию вероятностей. М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1968. 368 с.
- 9. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1969. 576 с.
- 10.Г.Н.Дубошин Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976 864 стр.

Надійшла до редколегії 4.06.2014

УДК 519.6

Ю. В. Бразалук, Д. В. Евдокимов, В. Г. Решняк

Днепропет ровский национальный университ ет имени Олеся Гончара

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ НАПЫЛЕНИЯ

Запропоновано узагальнену математичну модель та вдосконалений алгоритм розрахунку процесу напилювання тонкого покриття на поверхню тіла, що обробляється. В основу розрахункового алгоритму покладено комбінований метод граничних елементів та дискретних особливостей. На модельних задачах досліджено вплив на процес напилювання наявності у потоці направляючих поверхонь, вихорів, форми тіла, що обробляється, та електричного заряду крапель, що напиляються, та тіла, на яке напиляються краплі.

Ключові слова: напилювання, комбінований мет од граничних елемент ів та дискрет них особливост ей, елект ричний заряд крапель

Предложена обобщенная математическая модель и усовершенствованный алгоритм расчета процесса напыления тонкого покрытия на поверхность обрабатываемого тела. В основу расчетного алгоритма положен комбинированный метод граничных элементов и дискретных особенностей. На модельных задачах показано влияние на процесс напыления наличия в потоке направляющих поверхностей, вихрей, формы обрабатываемого тела и электрического заряда напыляемых капель и тела, на которое капли напыляются.

Ключевые слова: напыление, комбинированный мет од граничных элемент ов и дискрет ных особенност ей, элект рический заряд капель

The generalized mathematical model and improved computational algorithm for the process of thin covering spraying on a surface of the worked body are proposed. The combined boundary element and discrete singularity method is used as a base of the computational algorithm. Influences on the spraying process of presences in flow of directing surfaces and vortices, shape of the worked body and electrical charges of spraying drops and sprayed body are shown using model problems.

Key words: spraying, combined boundary element and discrete singularity method, electrical charges of drops

Введение. Технологии нанесения разного рода покрытий, основанные на принципе напыления, в последние годы приобрели широкое распространение в различных отраслях производства. Простота и универсальность технологии, экономичность, высокое качество наносимого покрытия, высокая производительность относятся к безусловным достоинствам технических решений на основе принципа напыления. В то же время, для изделий сложной геометрической формы проблема обеспечения надлежащих параметров напыляемого слоя зачастую оказывается нетривиальной даже И трудноразрешимой. Кроме того, в процессах напыления возможна заметная

[©] Ю. В. Бразалук, Д. В. Евдокимов, В. Г. Решняк, 2014

потеря напыляемого вещества, что также нежелательно не только с экономической, но и с экологической точки зрения. Учитывая дороговизну напыляемых материалов и жесткие требования к параметрам напыляемого слоя, задача теоретического исследования процессов напыления, поиска путей управления этими процессами, совершенствования соответствующих технологий представляется исключительно актуальной.

Постановка проблемы. Процессы напыления с технической точки зрения достаточно просты, чего нельзя сказать о механизмах многих физических явлений, протекающих при напылении. Однако управление процессом напыления оказывается намного сложнее, чем обычная проблема управления потоком, и включает в себя многочисленные дополнительные возможности, например, напыление электрически заряженных капель (частиц) и управление процессом при помощи электромагнитных полей. Другой проблемой, подлежащей решению методами математического и численного моделирования, является усложнение структуры напыляющего потока при усложнении формы изделия. Наконец, рассматриваемая проблематика имеет и вычислительные например, чисто аспекты, трудности В расчетах пространственных задач напыления.

Очевидно, что для решения перечисленных проблем необходима разработка специальных математических моделей и методов расчета. Конечно, столь широкий спектр задач невозможно разрешить в рамках одной статьи, поэтому авторы склонны рассматривать настоящую статью как определенный этап в серии работ, посвященных процессам напыления.

Анализ публикаций по теме исследования. Проблеме напыления посвящена достаточно обширная техническая литература [1 - 10], однако внимание в этих работах сосредоточено, преимущественно, на технических аспектах. В этих же работах описаны методы инженерного расчета процессов HO, к сожалению, ни математическому, НИ численному напыления, моделированию внимания не уделено. В работах [11, 12], процесс напыления был рассмотрен с общих позиций гидродинамики многофазных сред, однако некоторые предположения, неизбежные при применении таких моделей, представляются не совсем обоснованными для исследуемого процесса, в частности, при напылении речь идет о движении достаточно крупных, невзаимодействующих объектов, ЧТО тяжело отразить В классических эйлеровых моделях гидродинамики многофазной среды.

В работе [13] для расчета рассматриваемого процесса был использован лагранжевый подход совместно с методом граничных элементов, примененного для расчета поля течения. В результате был получен достаточно эффективный алгоритм, дальнейшему развитию которого и посвящена данная работа.

Цель работы: целью настоящей работы является обобщение предложенной в статье [13] математической модели и разработанных там же численных подходов, благодаря чему будет расширен спектр процессов напыления, подлежащих эффективному расчету, и проанализировано влияние на исследуемый процесс различных факторов, в том числе и создающих возможности управления процессом, и интенсификации процесса.

Постановка задачи. В работе [13] в качестве математической модели напыляющего течения была использована модель плоского потенциального течения идеальной несжимаемой жидкости, а поток считался неограниченным внешне. При всей вычислительной эффективности этой модели она не учитывает наличие возможных источников завихренности, а также разного ограждающих направляющих поверхностей, рода И которые ΜΟΓΥΤ использоваться в технологическом процессе не только как элементы управления потоком, но и для предотвращения попадания напыляемого вещества в окружающую среду, а иногда и просто по технологическим условиям производства. Кроме того, в работе [13] не было учтено влияние частиц на поток, что соответствует случаю очень малой объемной концентрации капель. Очевидно, что для больших концентраций напыляемых капель необходимо, пусть даже в некотором приближении, учесть их взаимное влияние и влияние на поток. Как и в работе [13], ограничимся рассмотрением плоской задачи, сформулированной в терминах функции тока, что охватывает достаточно большие классы индустриальных приложений.

Опуская дифференциальную формулировку задачи и переход от нее к формулировке интегральной [13, 14.], получим:

$$C(x_{0}, y_{0}) \cdot \psi(x_{0}, y_{0}) = \int_{\Gamma_{B} \cup \Gamma_{T}} \frac{\partial \psi}{\partial n}(x, y) \phi(x, y, x_{0}, y_{0}) dS(x, y) - \int_{\Gamma_{B} \cup \Gamma_{T}} \psi(x, y) \frac{\partial \phi}{\partial n}(x, y, x_{0}, y_{0}) dS(x, y) + \sum_{i=1}^{M_{B}} \omega_{i} \phi(x_{i}, y_{i}, x_{0}, y_{0}) + \sum_{i=1}^{M_{D}} d_{i} \phi(x_{i}, y_{i}, x_{0}, y_{0}),$$

$$(1)$$

где $\Gamma_{\rm B}$ – внешние и направляющие границы, $\Gamma_{\rm T}$ – поверхность обрабатываемого тела, С – функция расположения точки (x₀, y₀), определяемая как:

$$C(x_0, y_0) = \begin{cases} 1, & (x_0, y_0) \in D, \\ \frac{1}{2}, & (x_0, y_0) \in \Gamma_B \cup \Gamma_T, \\ 0, & (x_0, y_0) \notin D, (x_0, y_0) \notin \Gamma_B \cup \Gamma_T; \end{cases}$$

где D – область течения, ϕ – фундаментальное решение уравнения Лапласа

$$\varphi(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{x}_0, \mathbf{y}_0) = \frac{1}{2\pi} \ln \frac{1}{\sqrt{(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)^2 + (\mathbf{y} - \mathbf{y}_0)^2}},$$
(2)

 $M_{\rm B}$ – количество дискретных вихрей, моделирующих завихренность в области течения, $\omega_{\rm i}$ – интенсивности дискретных вихрей, $M_{\rm D}$ – количество диполей, моделирующих движущиеся капли, $d_{\rm i}$ - интенсивности дискретных диполей, пропорциональные локальным относительным скоростям капель и размерам

капель.

Движение дискретных вихрей описывается традиционным образом [14]:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{i} &= \mathbf{u}(\mathbf{x}_{i}, \mathbf{y}_{i}), \ \mathbf{y}_{i} &= \mathbf{v}(\mathbf{x}_{i}, \mathbf{y}_{i}), \\ &i &= 1, \mathbf{M}_{B}, \\ \mathbf{x}_{i}(\tau = \tau_{0}) &= \mathbf{x}_{i0}, \ \mathbf{y}_{i}(\tau = \tau_{0}) &= \mathbf{y}_{i0}, \end{aligned}$$
(3)

где и и v – компоненты вектора скорости потока в точке, где в данный момент расположен дискретный вихрь, в предположении, что этот вихрь отсутствует. Величины и и v легко могут быть найдены из (1) при помощи параметрического дифференцирования по координатам, τ_0 – начальный момент времени или момент генерации данного вихря, x_{i0} , y_{i0} – известные величины, определяющие начальные положения вихрей.

Движение дискретных диполей связано с движением материальных частиц (объектов дисперсной фазы), которое, как и в работе [14], описывается следующими уравнениями:

$$(m + m_{\Pi}) \mathbf{x}_{i} = F_{aix} + F_{mix}, \quad (m + m_{\Pi}) \mathbf{y}_{i} = F_{aiy} + F_{miy},$$

$$i = 1, M_{D},$$

$$x_{i}(\tau = \tau_{0}) = x_{i0}, \quad y_{i}(\tau = \tau_{0}) = y_{i0},$$

$$u_{i}(\tau = \tau_{0}) = u_{i0}, \quad v_{i}(\tau = \tau_{0}) = v_{i0},$$
(4)

где m – масса частицы, m_n – её присоединённая масса, F_{aix} , F_{aiy} , F_{mix} , F_{miy} – соответствующие проекции аэродинамических (гидродинамических) и массовых сил. Первые из них определяются точно так же как и в работе [13]:

$$\begin{split} F_{aix} &= C \cdot S_{x} \, \frac{\rho_{\Gamma}}{2} \cdot \left(u(x_{i}, y_{i}) - \dot{x}_{i} \right)^{2} \frac{\left(u(x_{i}, y_{i}) - \dot{x}_{i} \right)}{\sqrt{\left(u(x_{i}, y_{i}) - \dot{x}_{i} \right)^{2} + \left(v(x_{i}, y_{i}) - \dot{y}_{i} \right)^{2}}}, \\ F_{aiy} &= C \cdot S_{y} \, \frac{\rho_{\Gamma}}{2} \cdot \left(v(x_{i}, y_{i}) - \dot{y}_{i} \right)^{2} \frac{\left(v(x_{i}, y_{i}) - \dot{y}_{i} \right)}{\left| \sqrt{\left(u(x_{i}, y_{i}) - \dot{x}_{i} \right)^{2} + \left(v(x_{i}, y_{i}) - \dot{y}_{i} \right)^{2}} \right|}, \end{split}$$
(5)

где $u(x_i, y_i)$, $v(x_i, y_i)$ – скорость жидкости в точке (x_i, y_i) , то есть в точке, в которой в данный момент находится капля напыляемого материала, в предположении, что капля не влияет на гидродинамику потока, вектор (\dot{x}_i, \dot{y}_i) определяет скорость капли, S_x , S_y – площади миделева сечения капли при

обтекании ее в соответствующем направлении, ρ_{Γ} – плотность газа, С – коэффициент гидродинамического сопротивления, определяемый по формуле [15, 16]:

$$C = M R e^{-n}, (6)$$

где M = M(Re), n = n(Re), Re - число Рейнольдса обтекания капли;

$$M(Re) = \begin{cases} 25,6, Re < 1, \\ 26,3, 1 \le Re < 13, \\ 12,3, 13 \le Re < 800, \\ 0,44, Re \ge 800, \end{cases}$$

$$n(\text{Re}) = \begin{cases} 1,0, \text{ Re } < 1, \\ 0,8, 1 \le \text{Re} < 13, \\ 0,5, 13 \le \text{Re} < 800, \\ 0, \text{ Re} \ge 800. \end{cases}$$

При определении массовых сил помимо традиционной силы тяжести учитывались еще и электромагнитные силы, которые создают дополнительные управления процессом напыления. В частности, возможности ряде В далее объект проведенных расчетов і-ый дисперсной фазы имеет электрический движется электромагнитном заряд qi И В поле с напряженностью É(x, y).

Таким образом, отличия представленной выше математической модели процесса напыления от модели, использованной в предыдущей работе [13], заключаются в: учете дискретных вихрей и дискретных диполей (суммы в правой части уравнения (1)), модели движения дискретных вихрей (2) и учете негравитационной массовой силы в уравнениях движения объектов дисперсной фазы. Это позволяет оценить предложенную математическую модель как обобщение модели, использованной ранее.

Алгоритм расчета. Общая схема расчета напыления аналогична предложенной в предыдущей работе [13], поэтому, краткости ради, приводить ее здесь не будем, а остановимся лишь на отличиях. Основным отличием используемой в настоящей работе математической модели является учет влияния на поток подвижных особенностей, поэтому в основу расчета положен не традиционный метод граничных элементов, как в работе [13], а комбинированный метод граничных элементов и дискретных особенностей [14, 17]. Если в предыдущей работе расчет поля течения выполнялся только один раз, то в настоящей работе его необходимо проводить на каждом шаге по времени, что приводит к достаточно неэкономной процедуре. Чтобы повысить эффективность расчета, использовался следующий прием: на первом шаге по времени матрица системы линейных алгебраических уравнений обращалась, и в дальнейшем использовалась обратная матрица, что позволило на каждом шаге по времени исключить вычисление коэффициентов матрицы и, фактически, решение системы.

Анализ полученных результатов. Поскольку основная цель настоящей работы состоит в совершенствовании математической модели и методов расчета рассматриваемого процесса, авторы сочли необходимым ограничиться решением модельных задач, явно демонстрирующих возможности и достоинства предложенного подхода. Результаты проведенных расчетов приведены ниже в графической форме.



гис. 1. Грасктории капель радиуса R = 0,05 и гис. массы $m = 10^{-3}$, при напылении на изобр поверхность кругового цилиндра радиуса полу R = 1 в неограниченном пространстве.

Рис. 2. Процесс, аналогичныи изображенному на рисунке 1, но в полуограниченной области в форме полуполосы. Качественные различия незначительны.



Рис. 3. Процесс напыления на поверхность Рис. 4. Процесс напыления на поверхность эллиптического цилиндра. эллиптического цилиндра под углом атаки.

Приведенные выше рисунки показывают, что наличие внешних границ технологической области напыления влияет на процесс несущественно, а изменение геометрии напыляемого тела (рисунки 3 и 4) существенно качественно меняет процесс. Отметим, что для всех приведенных случаев характерны существенные потери напыляемого вещества



Рис. 5. Напыление заряженных капель на Рис. 6. Процесс напыления заряженных поверхность напыляемого тела, имеющего противоположный по знаку электрический заряд. Геометрические и иные параметры аналогичны рисунку 1.

капель на противоположно заряженную поверхность эллиптического цилиндра под углом атаки.

Сравнение рисунков 1, 2 и 5, а также рисунков 3, 4 и 6 показывает, что при напылении заряженных капель на противоположно заряженную поверхность можно практически избежать потерь напыляемого вещества. При напылении заряженных капель между ними происходит электростатическое взаимодействие, в результате которого капли из внешних областей несущей области потока вытесняются на периферию несущей области или за ее пределы. Однако при достаточно малой плотности капель этот эффект не столь значителен, что видно на рисунках 5 и 6, и его влияние на потери напыляемого вещества целиком компенсируется влиянием заряженного тела.

Влияние вихрей и вихревых структур в потоке на структуру напыляющей струи и, соответственно, качество напыляемого покрытия во всех проведенных расчетах было негативным, поэтому управление потоком при помощи генерируемых вихревых структур не может быть рекомендовано для практического применения. Не было найдено также форм ограничивающих поверхностей, существенно влияющих на процесс напыления, но не притягивающих капель напыляемого вещества. Поэтому направляющие поверхности также не могут быть рекомендованы как инструмент управления и совершенствования процесса напыления.

Выводы и перспективы дальнейших исследований. Предложенная в настоящей работе математическая модель процесса напыления тонкого покрытия является обобщением модели, использовавшейся ранее, и позволяет значительно расширить спектр рассматриваемых процессов и технологий напыления. Несмотря на заметное усложнение расчетной схемы, предложенный подход обеспечивает эффективный расчет исследуемого процесса. Показаны принципиальные возможности влияния на процесс (управления процессом) напыления при помощи вихревых структур, направляющих поверхностей и электростатических полей. Таким образом, еще раз подтвержден сделанный в работе [13] вывод об эффективности применения к расчету процессов напыления лагранжевых подходов вычислительной теории потенциала.

Дальнейшие перспективы данного направления исследований совершенно очевидны: Во-первых, это создание прикладного программного обеспечения для расчета технологических процессов напыления. Во-вторых, распространение разрабатываемого подхода на пространственный случай. Втретьих, включение В математическую модель процесса элементов, отражающих дополнительные интересные с практической точки зрения эффекты, например, тепломассообмен между объектами дисперсной фазы и несущим потоком.

Библиографические ссылки

1. Борисов Ю.С. Газотермические покрытия из порошковых материалов. Справочник / Ю.С. Борисов, Ю.А. Харламов, С.Л. Сидоренко, Е.Н. Ардатовская. – К.: Наукова думка, 1987. – 544 с.

2. Кулик А.Я. Газотермическое напыление композиционных порошков.

Монография. / А.Я. Кулик, Ю.С. Борисов, А.С. Мнухин, М.Д. Никитин. – Л.: Машиностроение, 1985. – 199 с.

3. Кудинов В.В. Плазменные покрытия. Монография. / В.В. Кудинов. – М.: Наука, 1977. – 184 с.

4. Кудинов В.В. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий. Монография. / В.В. Кудинов, В.М. Иванов. – М.: Машиностроение, 1981. – 192 с.

5. Борисов Ю.С. Плазменные порошковые покрытия. Монография. / Ю.С. Борисов, А.Л. Борисова. – К.: Техніка, 1986. – 222 с.

6. Катц Н.В. Металлизация распылением. Монография. / Н.В. Катц, Е.В. Антошин, Д.Г. Вадивасов. – М.: Машиностроение, 1966. – 199 с.

7. Кречмар Э. Напыление металлов, керамики и пластмасс. Монография. /Э. Кречмар. – М.: Машиностроение, 1966. – 432 с.

8. Сонин В.И. Газотермическое напыление материалов в машиностроении. Монография. / В.И. Сонин. – М.: Машиностроение, 1973. – 152 с.

9. Хасуй А. Техника напыления. Монография. / А. Хасуй. – М.: Машиностроение, 1975. – 288 с.

10. Longo F.N. Handbook of coating recommendations. Monograph. / F.N. Longo. – New York: Metco Inc., 1972. – 212 p.

11. Приходько А.А. К вопросу тестирования и отладки разностных схем и расчетных блоков пакетов прикладных программ для решения задач газовой динамики. / А.А. Приходько, А.В. Зинченко // Вычислительные технологии. – Новосибирск, 1995. – Т. 4. – №12. – С. 251-263.

12. Зинченко А.В. Об одном алгоритме повышенной точности для расчета многофазных сжимаемых течений. / А.В. Зинченко // Проблеми обчислювальної механіки та міцності конструкцій. Зб. наукових праць. – Дніпропетровськ: "Навчальна книга", 1998. – Т. 3. – С. 75-81.

13. Поляков Н.В. Применение метода граничных элементов для расчета процесса напыления. / Н.В. Поляков, Д.В. Евдокимов // "Вісник Дніпропетровського університету", 2001. сер. "Механіка", вып.4, том 1. – с.146-151.

14. Yevdokymov D.V. Boundary element and discrete vortices method for ideal fluid flow calculations. / D.V. Yevdokymov // D. Durban and A.R.J. Pearson (Eds.) Non-linear singularities in deformation and flow. Proceeding of IUTAM Symposium held in Haifa, Israel, 17-21 March, 1997. Kluwer Academic Publisher. – pp. 217-230.

15. Шрайбер А.А. Турбулентное течение газовзвеси. Монография. / А.А. Шрайбер, Л.Б. Гавин, В.А. Наумов, В.П. Яценко – Киев: Наукова думка, 1987. – 240 с.

16. Белоцерковский С.М. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. Монография. / С.М. Белоцерковский, А.С. Гиневский – М.: Издательская фирма «Физико-математическая литература», 1995. – 368 с.

17. Бразалук Ю.В. Применение комбинированного метода граничных элементов и дискретных вихрей для решения некоторых задач гидродинамического взаимодействия в плоских потоках / Ю.В. Бразалук, Д.В.

H.B. Поляков // Вестник Харьковского Евдокимов, национального N⁰ 2003, 590. Cep. университета, «Математическое моделирование. Информационные технологии. Автоматизированные системы управления», вып. 1. – С. 55-60.

Надійшла до редколегії 10.10.2014

УДК 629.7

Л.И. Кныш

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ЭНЕРГОПЕРЕНОСА В АККУМУЛЯТОРЕ ТЕПЛА «ТВЁРДОЕ ТЕЛО – ЖИДКОСТЬ» КОСМИЧЕСКОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

Приведено результати дослідження теплофізичних, геометричних та динамічних параметрів високотемпературного теплоаккумулюючого модуля фазового переходу «тверде тіло – рідина» космічної термодинамічної енергетичної установки. Створено узагальнену квазістаціонарну математичну модель, на основі якої отримана неявна залежність температури теплоносія від основних показників теплоакумулятору. Проведено порівняння результатів теоретичного та експериментального дослідження.

Ключові слова: тепловий акумулятор, фазовий перехід «тверде тіло – рідина», космічна термодинамічна енергетична установка, квазістаціонарний метод.

Приведены результаты исследование теплофизических, геометрических и динамических параметров высокотемпературного теплоаккумулирующего модуля фазового перехода «твёрдое тело – жидкость» космической термодинамической энергетической установки. Создана обобщённая квазистационарная математическая модель, на основе которой получена неявная зависимость температуры теплоносителя от основных показателей теплоаккумулятора. Проведено сравнение результатов теоретического и экспериментального исследования.

Ключевые слова: тепловой аккумулятор, фазовый переход «твёрдое тело – жидкость», космическая термодинамическая энергетическая установка, квазистационарный метод.

The results of research thermalphysics, geometrics and dynamics parameters of hightemperature thermal energy module with chase change materials «solid phase – liquid» of space dynamic energy system adduced. The generalized quasistationary mathematic model was produced. On the basis of this model was derived implicit temperature dependency of heat transfer from main indicators heat storage. The comparison theoretical and experimental result was conducted. **Keywords:** thermal energy storage module, phase change materials «solid phase – liquid», space dynamic energy system, quisistationary method.

Введение. Энергетические системы космических аппаратов должны обеспечивать четыре основные функции: бесперебойное энергоснабжение всех систем и механизмов, создание дополнительного резервного запаса энергии, оптимальное распределение энергетических мощностей на борту и регулировка подачи энергии. Решение этих вопросов является приоритетным и определяет развитие всей космической отрасли. Множество современных научных проектов в области космонавтики связаны с длительными полётами, что концептуальному пересмотру систем энергообеспечения. приводит К Солнечные фотоэлектрические установки не смогут обеспечить необходимый уровень выходной мощности в долгосрочных космических экспедициях. Массогабаритные показатели таких энергосистем не согласуются С требованиями по стоимости и эксплуатации на орбите. Очевидно, что в ближайшее время на смену прямому преобразованию солнечного излучения на борту космического аппарата придёт термодинамический способ получения энергии, эффективность и надёжность которого значительно выше. Так, для реализации проекта космического зонда «Juno» (американское космическое агентство NASA и военно-космическая корпорация Northrop Grumman) по изучения трёх спутников Юпитера был выбран динамический преобразователь на основе газотурбинного цикла Брайтона с ядерной силовой установкой. Выходная электрическая мощность такого источника энергии 250 кВт при ресурсе в 10 лет [1]. Разработка и внедрение подробных систем приведёт к снижению их стоимости и возможности использования на околоземных орбитах. В этом случае в качестве источника энергии, безусловно, будет использоваться солнечное излучение, улавливаемое параболическим концентратором [2].

Концепция термодинамической солнечной энергетической установки на основе газотурбинного цикла Брайтона с параболическим концентратором не нова. Начиная с 60-ых годов прошлого века, космические энергосистемы такого типа успешно тестируются (50 000 часов и более), как на орбите, так и в вакуумной камере. Выбор в пользу фотоэлектрического способа связан, скорее, с более адаптированной элементной базой и традициями, чем с реальными энергетическими потребностями в космосе [3].

Солнечные космические энергетические установки на основе газотурбинного цикла Брайтона имеют значительные преимущества по эффективности перед фотоэлектрическими солнечными батареями, практически не деградируют в процессе эксплуатации, невосприимчивы к действию факторов космического пространства. Немаловажным преимуществом таких систем является возможность использования в них высокотемпературных фазопереходных аккумуляторов «твёрдое тело жидкость», массогабаритные параметры которых ниже, чем у традиционных химических батарей. Такие тепловые аккумуляторы достаточно надёжны и обеспечивают необходимый температурный уровень системы на протяжения множества периодов «заряд – разряд».

Фазопереходные аккумуляторы должны обеспечивать бесперебойную работу энергетической системы космического аппарата на теневой стороне орбиты. Это предполагает высокий уровень детальности при проведении теоретических расчётов, которые должны быть подтверждены экспериментальными исследованиями. Очевидно, на начальных этапах проектирования экспериментальных установок, важным моментов является выбор их технического решения, геометрических характеристик, определение скоростного режима теплоносителя в канале и пр. Решение подобной задачи возможно с использование квазистационарного подхода, особенностям реализации которого посвящено данное исследование.

Постановка задачи. Тепловой аккумулятор в составе солнечной космической энергетической установки может быть представлен в двух типах тепловой связи с основной системой – параллельной и последовательной. В первом случае тепловой аккумулятор представляет собой автономное устройство конвективным отводом тепловой с энергии OT теплоаккумулирующего материала (ТАМ) теплоносителем основной системы. Во втором – теплоприёмник и тепловой аккумулятор представляют собой устройство. Поток концентрированного солнечного излучения единое расходуется не только на подогрев теплоносителя, но и на плавление ТАМа. Летальное исследование численное подобных теплоприёмников аккумуляторов было проведено в [4].

Выбор типа тепловой связи космических аккумулирующих модулей зависит от компоновочной схемы космического аппарата, его назначения, особенностей полёта, а также от вида энергоустановки, для которой проектируется накопитель тепла. Теплоаккумуляторы с последовательной и параллельной тепловой связью практически равнозначны с точки зрения обеспечения стабильной работы термодинамического цикла. Хотя в работе [5] указывается, что автономный накопитель тепла обладает лучшими параметрами надёжности и энергетически более эффективен. Как правило, такие аккумуляторы представляют собой кожухотрубные теплообменники с расположенными внутри каналами с теплоносителем и ТАМом. Каждый канал - это система типа «труба в трубе» с фазопереходным с ТАМом, в котором тепло зарядке И отдаётся накапливается на режиме движущемуся теплоносителю на режиме разрядке. Теплоноситель может двигаться как внутри канала с ТАМом, так и в межтрубном пространстве.

Квазистационарная математическая модель энергопереноса в единичном канале накопителя тепла при условии, что теплоноситель движется в межтрубном пространстве, состоим из уравнения баланса энергии:

$$GC_{p}dT(x)d\tau = 2\pi dr dx \rho_{TAM}L,$$
(1)

где G и C_{P} – расход и теплоёмкость теплоносителя; ρ_{TAM} и L – плотность и теплота фазового перехода TAMa; T – температура в каждом сечении теплоаккумулирующего модуля; x, r и τ – продольная, поперечная координата и время;

и уравнения теплопередачи:

$$C_{p}dT(x)d\tau = k(T_{\phi} - T(x))dx, \qquad (2)$$

где k – коэффициент теплопередачи; T_{ϕ} – температура фазового перехода ТАМа.

При вычислении коэффициента теплопередачи учитывается термическое сопротивление образующейся твёрдой или жидкой фазы ТАМа, термическое сопротивление стенок канала, а также особенности конвективной теплоотдачи между ТАМом и движущемся в канале теплоносителем. Следует отметить, что конвективная составляющая в расплаве ТАМа будет незначительной, ввиду специфики функционирования теплообменного устройства в условиях низкой гравитации.

Рабочим телом цикла Брайтона космической солнечной энергетической установки выступают инертные газы или ИХ смеси. Хорошими теплофизическими показателями обладает смесь инертных газов гелия и ксенона, турбулентный режим течения которой организуется в межтрубном пространстве. Такой режим обеспечивает более интенсивную теплоотдачу при незначительных дополнительных энергетических затратах прокачку на газообразного Коэффициент теплоносителя. теплоотдачи $\alpha_{\scriptscriptstyle K}$ для турбулентного потока в этом случае вычисляется на основе классических критериальных уравнений М.А. Михеева:

$$Nu = 0,021 \operatorname{Re}^{0.8} \operatorname{Pr}^{0.43} \left(\frac{\operatorname{Pr}_{TH}}{\operatorname{Pr}_{TAM}}\right)^{0.25}.$$

В качестве ТАМов могут быть использованы различные вещества, стабильные при плавлении. Однако температура плавления таких веществ должна соответствовать верхней температуре газотурбинного цикла в составе которого функционирует накопитель тепла. При выборе типа ТАМа для космических энергосистем важным также является значение скрытой теплоты перехода. Высокие значение параметра обеспечивают фазового ЭТОГО минимизацию массогабаритных характеристик теплообменника, что, В конечном счёте, влияет на показатели стоимости энергетической установки в целом.

Возможность использования различных ТАМов и разных типов теплоносителей требует обобщённого подхода при решении задачи, позволяющего выявить теплофизические, динамические и геометрические

характеристики теплоаккумулирующей системы и их влияние на общие энергетические параметры установки.

Переходя в системе уравнений (1) – (2) к безразмерным параметрам, имеем

$$d\theta = -d\overline{r}^2,\tag{3}$$

И

$$\frac{d\theta}{d\overline{x}} = -\frac{\Phi \cdot St \cdot \theta \cdot \overline{R}}{4 - \overline{R} \cdot Bi \cdot \ln \overline{r}^2},\tag{4}$$

где $\theta = \frac{T_{\phi} - T(x)}{T_{\phi} - T_{0}}$ избыточная температура в каждом сечении теплоаккумулятора; $\overline{r} = \frac{r}{R}$ - безразмерная радиальная координата; $\overline{x} = \frac{x}{R}$ - безразмерная продольная координата; $St = \frac{Nu}{Re \cdot Pr}$ - число Стантона; $Bi = \frac{\alpha \cdot 2R_{TH}}{\lambda_{TAM}}$ - число Био; $\overline{R} = \frac{R}{R_{TH}}$ - безразмерный геометрический параметр, показывающий соотношения радиусов каналов с ТАМом и теплоносителем; $\Phi = \frac{8\overline{R}}{2\overline{R}+1}$ - безразмерная величина, характеризующая геометрию кольцевого канала.

В критериях Ниссельта и Рейнольдса в качестве определяющего размера выступает гидравлический диаметр кольцевого канала, значения которого равно $2R_{TH}$.

Уравнения (3) – (4) дополняются граничными условиями такого вида

при
$$\overline{x} = 0$$
 $\theta = 1$, a $\overline{r} = 0$. (5)

Особенностью математической модели (3) – (5) является отсутствие в ней в явном виде значения скрытой теплоты фазового перехода. Это связано с допущением о поступательном характере движения границы раздела фаз. Более того, предполагалось, что среднее значение скорости движения этой границы представляет собой отношение интегральных тепловых поток в теплоносителе и TAMe [6].

Метод решения и анализ полученных результатов. Система уравнений (3) – (5) была решена аналитически с использование стандартного разложения функций в степенные ряды. В ходе решения получена неявная зависимость безразмерной избыточной температуры теплоносителя в каждом сечении от безразмерной длины канала, которая имеет вид:

$$\frac{\Phi \cdot St \cdot \overline{x}}{Bi} = \frac{\pi^2}{6} - \left(\frac{4\ln\theta}{Bi \cdot \overline{R}} + \sum_{k=1}^{\infty} \frac{\theta^k}{k^2}\right).$$
(6)

96

Неявный характер зависимости и наличие в решении бесконечного ряда несколько усложняет проведения анализа, делая необходимым организацию итерационной процедуры для определения значений температуры в каждом сечении канала с теплоносителем.

Численные эксперименты проводились с использование в качестве теплоносителя смеси инертных газов гелия и ксенона в соотношении 0,37/0,63, а в качестве высокотемпературного ТАМа фторида лития, температура плавления которого $T_{\phi} = 1121K$, а скрытая теплота фазового перехода $L = 1050 \kappa \beta m/K$. Температура в входе в теплоаккумулятор на режиме разрядке принималась равной $T_0 = 1000K$. Высокие уровни температур теплоносителя существенным образом влияют на его теплофизические показатели. Температурная зависимость динамического коэффициента вязкости смеси инертных газов учитывалась на основании формулы Сазерленда, а плотность находилась на основании уравнения Менделеева – Клапейрона.

На рис.1 представлен характер изменения температуры теплоносителя в каждом сечении канала. В качестве обобщенного комплекса выступает величина $\frac{\Phi \cdot St \cdot \overline{x}}{Bi}$, в которой учитывается геометрические, динамические и теплофизические параметры теплоаккумулирующего модуля.



Рис.1. Изменение избыточной температуры теплоносителя в зависимости от геометрических, динамических и теплофизических параметров телпоаккумулятора

представленном графике значение безразмерной Ha температуры выражается в виде $\overline{\theta} = 1 - \theta$. Введение такой переменной связано С необходимостью сравнить полученные аналитически результаты с экспериментов. В [5] результатами натурных приведено описание эксперимента, который проводился с использованием гидрида лития LiH в качестве теплоаккумулирующего материала. Рабочим телом данной установки являлся жидкометаллический теплоноситель – эвтектический сплав NaK. При описании результатов эксперимента было использовано значение избыточной температуры теплоносителя в несколько другой записи, что сделало необходимым введение переменной $\overline{\theta}$.

теоретических Сравнивая результаты экспериментальных И исследований, можно сделать вывод об их качественном совпадении. Что показывает возможность использования приближённого квазистационарного подхода на начальных этапах проектирования высокотемпературных Некоторое количественное теплоаккумулирующих модулей. отклонение экспериментальных и теоретических данных, скорее всего, объясняется эксперименте жидкометаллического использованием В натурном теплоносителя, для которого характеры числа Прандтля в диапазоне Pr ≈ 0,005 ÷ 0,05. Для теплоносителей с такими значениями чисел Прандтля необходимо производить обязательный учёт теплопроводности в продольном направлении, что невозможно осуществить в рамках предложенного решения.

Выводы. На основе созданной приближённой квазистационарной модели тепломассопереноса в высокотемпературном теплоаккумуляторе фазового перехода «твёрдое тело – жидкость», получена неявная аналитическая зависимость, в которой учитываются основные показатели модуля и их влияние энергетические характеристики. Построен численный на его алгоритм, позволивший получить зависимость температуры теплоносителя ОТ геометрических, динамических теплофизических И параметров теплоаккумулятора. Проведенное сравнение полученных результатов С экспериментальных исследований показало данными ИХ качественное совпадение.

Библиографические ссылки

- 1. Unlocking Jupiter's Mysteries [Электронный pecypc]: сайт NASA. Режим docmyna: <u>http://www.nasa.gov/mission_pages/juno/main/#.U0k0DIV_uos</u>
- 2. Кныш Л.И. Влияние геометрии концентратора на энергетические показатели системы приёма космической солнечной энергетической установки / Л.И. Кныш // Космічна наука і технологія. 2011. –Т.17, №5 –С.19–23.
- 3. Егоров И.Н. Проблемы многодисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных аэрокосмических систем/ И.Н. Егоров, Г.В. Кретинин, И.А. Лещенко, С.В Купцов // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. №1. С. 25 31.
- 4. Кныш Л.И. Оптимизация геометрических и динамических характеристик теплоаккумулирующего модуля / Л.И. Кныш, А.А. Рядно // Промышленная теплотехника. 2003. Т.25, №6 С. 9–15.

- 5. Грилихес В.А. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов / В.А. Грилихес, В.М. Матвеев, В.П. Полуектов М., Машиностроение, 1975. 248с.
- 6. Пехович А.И. Тепловые расчёты твёрдых тел / А.И. Пехович, В.М. Жидких Л., Энергия, 1976. 342с.

Надійшла до редакції ... 10.06.2014.

УДК 621.88

В. И. Липовский

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВЕЛИЧИНЫ НАТЯГА В СИСТЕМЕ «ВАЛ-РОТОР» ГИРОДИНА

У статті представлена уточнююча інженерна методика розрахунку величини натягу у системі вал-ротор силового гіроскопу космічного літального апарату. Розглянуто приклад розрахунку натягу.

Ключові слова: вал, ротор, натяг, пресове з'єднання, силовий гіроскоп, дотичні напруження, деформації.

В статье предложена инженерная методика уточненного расчета значения величины натяга в системе вал-ротор силового гироскопа космического летательного аппарата. Рассмотрен пример расчета натяга.

Ключевые слова: вал, ротор, натяг, прессовое соединение, силовой гироскоп, контактные напряжения, деформации.

Engineering methodology of calculation of negative allowance value in the system shaft-rotor of power gyroscope of space vehicle is specified in this article. The example of calculation of negative allowance is considered as well.

Keywords: *shaft*, *rotor*, *negative allowance*, *pressure coupling*, *power gyroscope*, *pin tensions*, *deformations*.

Объектом исследования является система вал-ротор силового гироскопа гиродина. Гиродин при относительно низкой потребляемой мощности позволяет создать большие управляющие моменты для космического летательного аппарата (КЛА). Направление создание более сложных динамических космических систем определяет необходимость в больших КЛА. управляющих моментах Величина моментов управления КЛА определяется кинетическим моментом гиродина. Увеличение управляющего момента при неизменной массе силового гироскопа возможно за счет изменения угловой скорости вращения ротора. Увеличение угловых скоростей вращения ротора приводит к ослаблению поверхностного давления в соединении за счет действия центробежных сил. В работе предложена инженерная методика расчета величины натяга в соединении вал-ротор действия центробежных гиродина с учетом сил И неравномерного распределения сил давления на посадочной поверхности.

Инженерная методика. Используемые в настоящее время инженерные методики расчета узла соединения системы вал-ротор [1,2] основываются на допущении о равномерности контактного давления по всей поверхности соединения. Расчет цилиндрического соединения с натягом предполагает вычисление необходимого значения величины допуска для обеспечения прочности сцепления И проверку прочности соединяемых элементов конструкции. Необходимая величина натяга определяется давлением р на посадочной поверхности. С точки зрения прочности соединения величина натяга должна быть такой, чтобы силы трения оказались больше внешних сдвигающих сил и моментов. Величина давления р может быть вычислена приближенно из условия прочности соединения, а именно:

- при нагружении соединения внешней сдвигающей силой *F*_a :

 $F_a \le \pi^* d^* l^* p^* f/s, \qquad p \ge (s^* F_a)/(\pi^* f^* d^* l).$ Здесь *d* диаметр вала, *l* - длина посадочной поверхности, *f* коэффициент трения и *s* – коэффициент запаса сцепления, он принят равным 2.

- при нагружении соединения вращающимся моментом М:

$$M \le \pi^* d^{l*p} f^* d/(2^{s}), \qquad p \ge (2^{s} M)/(\pi^* f^* d^{2^{s}})$$

- при одновременном нагружении моментом вращения и сдвигающей силой расчет выполняют по равнодействующей силе:

$$F = \sqrt{\left(\frac{2M}{d}\right)^2 + F_a^2} \le \frac{\pi^* d^* l^* p^* f}{s}$$
$$p \ge (s^* F) / (\pi^* f^* d^* l).$$

Расчет необходимого для сцепления давления выполняется по представленным формулам. Поскольку ротор вращается со значительной угловой скоростью, то давление на посадочной поверхности может быть ослаблено центробежными силами. Поэтому расчетное посадочное давление p необходимо увеличить на величину напряжений растяжения от центробежных сил на том же радиусе целой детали p_f . Учет влияния центробежных сил можно выполнить по известному решению о величине напряжений возникающих во вращающем диске [3]. Величина посадочного давления должна быть увеличена

на значение радиального напряжения, возникающего в зоне соединения. Величина этого напряжения определится соотношением:

$$p_f = \sigma_{r=d} = \frac{\gamma * \omega^2}{8 * g} * (3 + \mu) * (d_2^2 - d^2).$$

Здесь $\frac{\gamma}{g}$ - удельная масса материала диска, ω - угловая скорость вращения.

Сумма давлений обеспечивающих передачу усилий и ослабления соединения из-за центробежных сил определяет расчетное посадочное давление $p_0 m.e.$ $p_0 = p + p_f$. Расчетное посадочное давление p_0 связано величиной номинального натяга N (мкм) зависимостями Ляме [2]:

$$N = 10^{3} * p_{0} * d \left(\frac{c_{1}}{E_{1}} + \frac{c_{2}}{E_{2}} \right), \quad \text{где}$$

$$c_{1} = \frac{1 + \left(\frac{d_{1}}{d} \right)^{2}}{1 - \left(\frac{d_{1}}{d} \right)^{2}} - \mu_{1}, \quad c_{2} = \frac{1 + \left(\frac{d}{d_{2}} \right)^{2}}{1 - \left(\frac{d}{d_{2}} \right)^{2}} + \mu_{2}$$

Здесь *d* - посадочный диаметр, d_1 - диаметр отверстия охватываемой детали (в нашем случае для сплошного вала он равен 0), d_2 - наружный диаметр охватывающей детали ротора, $E_1 = E_2 = E$ - модули упругости материала соответственно охватываемой и охватывающей деталей $\mu_1 = \mu_2 = \mu$ - коэффициенты Пуассона вала и ступицы ротора.

Поскольку поверхность соединения вала и ротора имеет заданную шероховатость, то натяг посадки должен быть больше номинального натяга на величину обмятия микронеровностей. Значение этого обмятия будет равно сумме высот микронеровностей профиля вала и ротора: $U = 5,5*(Ra_1 + Ra_2)$, где Ra_1 , Ra_2 – высота среднеарифметического отклонения микронеровностей (мкм) вала и ротора. С учетом микронеровностей величина натяга равна: $N_{max} = N + U$.

Представленные закономерности являются исходными данными для выполнения уточнения величины натяга системы вал-ротор силового гироскопа. Учет неравномерности распределения напряжений в зоне контакта можно выполнить при помощи численных методов расчета. В основе метода состояния напряженно-деформированного расчета системы «вал-ротор» заложен закон минимума потенциальной энергии упругого деформирования. формализован при помощи метода конечных элементов пакетом Он прикладных программ ANSYS Mechanical [5]. Численная реализация решения данной задачи позволяет определить более точно зону контакта, распределение контактных напряжений и распределение сил трения в зоне контакта. Алгоритм инженерного расчета с использованием данного пакета следующий :

1. Задаются исходные данные - геометрия соединения, материал, его свойства, значение передаваемых нагрузок и значение шероховатостей вала и ротора: $d, l, d_1, d_2, F_a, M, F, \mu_1, \mu_2, \mu, E_1, E_2, E, Ra_1, Ra_2$.

2. Определяется значение необходимого контактного давления p, p, p.

3. Рассчитывается номинальный натяг N, поправка на обмятие микронеровностей, минимальный натяг N_{max}.

4. Строится, конечно-элементная, параметрическая модель соединения вал-ротор и выполняется расчет напряженно-деформированного состояния соединения с исходными значениями минимального натяга. Изменяемым параметром является величина натяга в соединении. По результатам расчета соединения, определяются контактные напряжения, зона контакта и распределение сил трения.

5. Уточнение величины натяга выполняется на основе численного эксперимента для соединения вал-ротор. На каждом этапе расчета выполняется конечно-элементной изменение модели И расчет напряженнодеформированного состояния конструкции при изменении значения натяга с шагом равным 0,005 мм. Критерием работоспособности соединения принято наличие зоны контакта без скольжения. По этим расчетам определяется минимальный натяг посадки. Площадь этой зоны принята равной 25% всей площади соединения. Максимальная величина натяга посадки определяется условиями прочности конструкции. Возникающие максимальные напряжения в конструкции не должны превышать значения предела текучести. Однако, значение максимальной величины натяга определяют минимальным ИЗ допусков. требование стандартного ряда полей Это не завышения величины натяга максимального значения вызвано технологическими требованиями к предварительному нагреву ротора и охлаждению вала при сборке соединения.

6. Выбор величины поля допуска в системе вала и отверстия выполняется в порядке возрастания натяга: H7/p6; H7/r6; H7/s6; H7/t7;....H8/z8.

качестве примера рассмотрена Пример. В система вал-ротор, изготовленная из материала сталь 65С2ВА. Механические характеристики материала следующие [4]: предел прочности $\sigma_{e} = 1860 M\Pi a$, предел текучести $\sigma_{02} = 1665 M\Pi a$, $\delta = 5\%$, модуль Юнга $E = 2 \times 10^5 M\Pi a$, коэффициент Пуассона $\mu = 0.3$, плотность $\rho = 7850 \frac{\kappa \Gamma}{M^3}$. Коэффициент трения в местах соединения в случае возможного проскальзывания принят равным 0.18. Ротор вращается относительно оси симметрии с заданной угловой скоростью $\omega = 2000$ рад/с., его вес равен 40 Кг, а диаметр d_2 =350мм. В зоне соединения с ротором вал имеет диаметр d = 70мм, а длина соединения l = 80мм. Для рассматриваемого ротора величина передаваемой мощности принята равной 400Вт. Величина вращающего момента будет равна: $M = N / \omega = 400 / 2000 = 0.2 H^*_{M.}$ Для случая суммарной сдвигающей силы равной 1000Н значение давления сцепления равно $p = 0,632 M\Pi a$. Для чистового точения поверхностей вала и ротора принято значение шероховатости равным 3.2 мкм. Тогда поправка на обмятие микронеровностей U =35,2 мкм. Условия передачи вращающего момента, осевой силы и действия центробежных сил определяет значение потребного контактного давления равного 385 МПа. Этому давлению соответствует величина натяга равная 200мкм.

По предложенной инженерной методике выполнен численный эксперимент для заданных начальных параметров величина натяга. Определено значение наибольшего натяга посадки N_{max} равное 250мкм. Величина перепада температур, необходимого для сборки ротора и вала с данными значениями натяга определяются по следующей зависимости:

$$\Delta T = \frac{N_{\max} + \Delta_3}{\alpha * d},$$

где N_{max} – наибольший натяг посадки, мкм; Δ_3 - необходимый зазор для удобства сборки, обычно его принимают равным основному отклонению *g* размера, для диаметра d=70 мм он равен 0,015 мм; α - коэффициент линейного расширения в среднем для стали равный $12*10^{-6}$. Тогда перепад температур для сборки соединения будет равен $315,5^{0}$ С. Данное температурное воздействие на вал и ротор не приведет к изменению физико-механических характеристик материала.

Результаты расчетов представлены для уточненного значения величины натяга в соединении вал- ротор со следующими значениями допусков:

- вал диаметр 70мм - верхний допуск +0.25; нижний допуск +0.2;

- отверстие ступицы ротора диаметр 70мм - верхний допуск +0.015; нижний допуск -0.015.



Результаты численных расчетов представлены на рис. 1-6.

Рис. 1. Распределение радиальных напряжений в конструкции.



Рис. 2. Распределение радиальных напряжений в зоне контакта.



Рис. 3. Распределение контактных напряжений на поверхности вала.



Рис. 4. Зоны состояния контакта.



Рис.5. Распределение сил трения по поверхности контакта.



Рис. 6. Распределение коэффициента запаса прочности по критерию Мизеса

Выводы. Предложена инженерная методика уточненного расчета гироскопа значения величины натяга В системе вал-ротор силового космического летательного аппарата. Выполнен учет влияния центробежных сил и условия неравномерного распределения сил давления на посадочной поверхности на величину необходимого контактного давления при помощи численного моделирования и расчета конструкции методом конечных элементов. Рассмотрен пример расчета натяга.

Библиографические ссылки

- 1. Иванов М. Н. Детали машин: учеб. для студ. втузов / М. Н. Иванов. М.: Высш. школа, 2000. 383 с.
- Биргер И. А. Расчет на прочность деталей машин: справочник, 4-е изд, перераб. и доп./ И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич – М.: Машиностроение, 1993. – 640 с.
- 3. Феодосьев В. И. Сопротивление материалов: 8-е изд, перераб. и доп./ В.И. Феодосьев М.: Наука, 1979. 560 с.
- 4. Марочник сталей и сплавов: 2-е изд., перераб. и доп. / М. М. Колосков, В. Т. Долбенко, Ю. В. Каширский и др.; под ред. А.С. Зубченко. – М.: Машиностроение, 2003. – 784 с.

5. Басов К.А. ANSYS в примерах и задачах/ К.А. Басов– М.: Компьютер Пресс, 2002. – 224 с.

Надійшла до редколегії 22.05.2014

УДК 621.375.826

С.В. Манжеліївський

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара

ВИКОРИСТАННЯ ЛАЗЕРНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ В МАШИНОБУДУВАННІ

Розглянуто класифікацію джерел лазерного випромінювання в залежності від типу активного середовища. Наведено основні сфери застосування та параметри найбільш розповсюджених типів технологічних лазерів.

Ключові слова: технологічні лазери, лазерне випромінювання, світловий потік, довжина хвилі, розбіжність лазерного випромінювання.

Рассмотрена классификация источников лазерного излучения в зависимости от типа активной среды. Приведены основные области применения и параметры наиболее распространенных типов технологических лазеров.

Ключевые слова: технологические лазеры, лазерное излучение, световой поток, длина волны, расходимость лазерного излучения.

Reviewed classification sources laser radiation, depending on the type active environment. Describes the main areas of application and settings the most common types of material-working laser.

Keywords: material-working lasers, laser emission, luminous flux, wavelength, laser beam intensity divergence angle.

Джерела лазерного випромінювання в наш час знайшли широке застосування в багатьох галузях промисловості, медицині, екології, сільському господарстві, наукових та космічних дослідженнях. В машинобудуванні промислова обробка матеріалів стала однією зі сфер найбільш широкого застосування лазерів, особливо після появи джерел випромінювання високої потужності. Використання лазерного випромінювання найбільш продуктивне у разі обробки матеріалів, які погано піддаються традиційним видам обробки (тугоплавкі, тверді, крихкі, хімічно активні, різнорідні та інші), а також обробки

[©] С.В. Манжеліївський, 2014

зразків у важкодоступних місцях, у випадку складних і прецизійних формах швів, перерізів. Окрім цього лазери використовуються при зварюванні, термообробці поверхонь, обробці тонких металевих і неметалевих плівок під час виготовлення інтегральних схем, у діагностиці.

Для захисту від лазерного випромінювання в промисловості застосовують металеві та азбестові листи, кам'яні або цегляні стінки. У зв'язку зі збільшенням потужності лазерних технологічних комплексів такі захисні споруди не завжди здатні забезпечити відповідний рівень безпеки на підприємстві, що спричиняє проблему пошуку більш ефективних засобів захисту. З метою вирішення цього питання перед усім необхідно визначитись з характеристиками джерел лазерного випромінювання, які застосовуються в промисловості, та особливостями їх випромінювання, чому й присвячена дана стаття.

Характеристики лазерного випромінювання насамперед залежать від джерела, а саме – від активного середовища, в якому генерується промінь. Різноманітність властивостей активних речовин призводить до великої кількості ймовірних механізмів отримання інверсії заселеності та вимагає різноманітних способів збудження активного середовища.

Залежно від типу активного середовища лазери можна розподілити на газові, рідинні, твердотілі та напівпровідникові (формально вони теж є твердотілими, проте традиційно їх вирізняють в окрему групу, оскільки вони мають інший механізм накачки) [1, 2]. Розглянемо детальніше цю класифікацію.

I. Газові лазери

Газові лазери, в яких у якості активного середовища використовуються газоподібні речовини, мають низку особливостей. Ці середовища прозорі в широкому спектральному діапазоні, тому можлива генерація лазерного випромінювання від вакуумної ультрафіолетової зони до далекої інфрачервоної зони спектра. Оскільки гази у порівнянні з конденсованими середовищами більш однорідні, це дозволяє легше досягати дифракційну межу розбіжності. Розширення спектральних ліній у газах при малій щільності визначається головним чином доплеровським розширенням, що забезпечує меншу ширину лінії, ніж у конденсованих середовищах, внаслідок чого, газові лазери мають підвищену монохроматичність і направленість випромінювання. Крім того, в цих лазерах об'єм активної речовини можливо збільшити, оскільки в них легко забезпечити відведення тепла шляхом видалення гарячого газу із зони взаємодії, внаслідок чого, може бути отримана висока потужність.

Найбільш поширеним методом створення інверсивної заселеності є газорозрядний. Він використовується для отримання як безперервної, так і імпульсної генерації. Електричний розряд може бути як самостійним, так і несамостійним (наприклад, з передіонізацією ультрафіолетовим випромінюванням, рентгенівським випромінюванням, електронним пучком тощо).

Для отримання великих вихідних потужностей використовують газодинамічний метод накачки, за якого інверсія заселеності створюється в системі коливальних рівнів енергії молекул газу шляхом адіабатичного охолодження нагрітих газових мас, що рухаються з надзвуковою швидкістю (крізь надзвукове сопло). При хімічному збудженні інверсія заселеності виникає в наслідок хімічних реакцій, при яких виникають збуджені атоми, молекули, радикали. Можливе також сполучення хімічного та газодинамічного методів збудження. Одним з різновидів хімічного збудження є фотодисоційний спосіб накачки.

Оптична накачка в газових лазерах може бути ефективною, за умови монохроматичного джерела оптичного випромінювання. Ця вимога зумовлена малою щільністю газоподібних активних середовищ та вузькістю їх резонансних ліній поглинання.

Газові лазери, в свою чергу, у залежності від складу та властивостей активного середовища можна розподілити наступним чином:

1. Лазери на нейтральних атомах (атомарні лазери).

Активним середовищем атомарних лазерів є інертні гази та їх суміші (характерний представник – Не-Ne-лазер), а також пари деяких металів (лазери на парах Cu, Au, Pb тощо). Спосіб збудження газорозрядний. За структурою лазерних рівнів атомарні лазери на парах металів також називаються лазерами на самообмежених переходах.

2. Іонні лазери.

В іонних лазерах лазерна генерація виникає на переходах між енергетичними рівнями одно- або багаторазово заряджених іонів інертних газів (характерний представник – Ar⁺-лазер) або металів (характерний представник – He-Cd-лазер).

3. Молекулярні лазери.

До молекулярних лазерів належать лазери, активним середовищем яких є молекулярні гази. В молекулах генерація може здійснюватися на електронноколивальних переходах поміж різними електронними станами (наприклад, N₂лазер, ексимерні лазери), на коливально-обертальних переходах у межах одного електронного стану (CO₂-, CO-лазери) та на обертальних переходах одного й того ж коливального стану (наприклад, H₂O-, HCN-, CH₃OH-лазери).

Ексімерні лазери, що є різновидом молекулярних, широко застосовують у виробництві напівпровідників. Основу активного середовища цих лазерів складають ексімери – молекули-дімери (ArF, KrF, XeCl та інші), стійкі тільки у збудженому електронному стані. Накачка ексимерних лазерів може здійснюватися також електронним або протонним пучками, а передіонізація – електронним пучком, ультрафіолетовим або рентгенівським випромінюванням.

Газорозрядні СО₂-лазери – це клас лазерів, які відрізняються поміж собою за способом прокачування, збудження та охолодження робочої суміші [3]:

– CO₂-лазери з дифузійним охолодженням робочої суміші (з повільним повздовжнім прокачуванням);

 – СО₂-лазери з конвективним охолодженням робочої суміші (із швидким повздовжнім або поперечним прокачуванням);

– імпульсні електророзрядні СО₂-лазери, до них відносять лазери типу лазерів з дифузійним охолодженням, але з імпульсним джерелом живлення, лазери атмосферного тиску з поперечним розрядом – ТЕА-лазери (від англ. Transversely Excited Atmospheric), імпульсно-періодичні лазери;

- газодинамічні CO₂-лазери;

- хвилевидні CO₂-лазери з високочастотним збудженням.

У деяких типах CO₂-лазерів може застосовуватися накачка електронним пучком, а також передіонізація ультрафіолетовим випромінюванням.

До молекулярних лазерів на коливально-обертальних переходах відносяться й хімічні лазери (HF-, DF-, HCl-, CO-, CO₂- та інші).

У лазерах на обертальних переходах молекул отримати інверсію населеностей за допомогою електричного розряду важко. Тому накачка зазвичай здійснюється селективно монохроматичним лазерним випромінюванням [2].

II. Твердотілі лазери

Активним середовищем твердотілих лазерів є кристалічні або аморфні речовини, в матриці яких рівномірно розподілені іони домішкових елементів: перехідних металів, рідкоземельних елементів, актинідів. На переходах поміж енергетичними рівнями цих іонів і виникає лазерна генерація. В таких лазерах застосовується оптична накачка. Кристалічні та аморфні матриці повинні бути прозорими для випромінювання, мати високу механічну та фотохімічну хорошу теплопровідність. Найбільш поширеними стійкість та серел твердотілих лазерів є лазери на іттрієво-алюмінієвому гранаті Y₃Al₅O₁₂, активованим неодимом Nd³⁺ (Nd:YAG-лазери). До твердотілих лазерів відносяться також лазери на центрах фарбування (F-центрах), наприклад, в кристалах LiF. Найбільш перспективним є лазер на олександриті (Cr^{3+} : BeAl₂O₄) [2, 4].

III. Рідинні лазери

Активним середовищем рідинних лазерів зазвичай є розчини органічних барвників у воді, метиловому або етиловому спиртах, толуолі, бензолі та інших розчинниках, а також металоорганічні або неорганічні рідини, активовані іонами рідкоземельних елементів. Ці лазери поєднують в собі властивості твердотілих і газових лазерів: велика концентрація активних часток, висока оптична однорідність, відведення тепла за рахунок циркуляції робочої рідини. Основною їх перевагою є можливість плавної перебудови довжини хвилі генерації в достатньо широкому діапазоні спектра. Накачка лазерів на барвниках – оптична (лампова або лазерна з використанням випромінювання азотних, ексимерних, аргонових та інших лазерів, а також різних гармонік випромінювання Nd:YAG-лазерів) [2].

IV. Напівпровідникові лазери

Інверсія заселеності у напівпровідникових лазерах створюється на переходах поміж станами в електронних енергетичних зонах
напівпровідникового кристала, а не поміж дискретними рівнями енергії. Ці енергетичні зони виникають внаслідок розщеплення рівнів енергії валентних електронів атомів, що є складовими кристалічної решітки, в сильному просторово-періодичному внутрішньокристалічному полі власних атомів кристала.

Основним способом накачки в напівпровідникових лазерах є інжекція через p-n-перехід або гетероперехід, яка дозволяє здійснити безпосередньо перетворення електричної енергії у лазерне випромінювання (інжекційний лазер). Іншими способами накачки служить електричне пробиття (стримерні лазери), електронна накачка, оптична накачка.

Характерними особливостями напівпровідникових лазерів є компактність, високий коефіцієнт корисної дії, широкий діапазон довжин хвиль генерації, плавна перебудова довжини хвилі генерації, мало інерційність, простота конструкції [2].

У сучасному машинобудуванні лазери знайшли своє застосування у промисловій обробці матеріалів, мікроелектроніці та діагностиці. Типи технологічних лазерів, які в найбільшій мірі задовольняють вимогам, що ставляться в процесі здійсненні лазерної обробки, та умовам промислової експлуатації перш за все за рівнем потужності випромінювання, оптичної якості лазерного пучка, ресурсу роботи, а також економічності виготовлення наведені нижче.

Під час промислової обробки матеріалів для різання, зварювання та паяння, термообробки застосовують газорозрядні СО₂-лазери та твердотілі Nd:YAG-лазери безперервної дії; для отримання отворів – імпульсні або імпульсно-періодичні СО₂-лазери та імпульсні твердотілі Nd:YAG-лазери; для маркування – газорозрядні СО₂-лазери, твердотілі Nd:YAG-лазери, а також різноманітні іонні та молекулярні ексімерні лазери [5-7].

Таблиця 1

Тип лазера		Активне	λ, мкм	<i>θ</i> , мрад	Р, Вт
		середо-			
		вище			
			Газові лазери		
Атомарний	—	He–Ne	0,543	~0,9	$2 \cdot 10^{-4} \div 2 \cdot 10^{-3}$
			0,633	0,3÷4,0	до 5·10 ⁻²
			1,150	0,6÷1,2	0,001÷0,015
			1,523	0,6÷2,2	0,008÷0,015
			3,390	0,9÷2,8	0,001÷0,022
Іонний	На іонах	Ar^+	0,33÷0,53	0,4÷3,0	0,01÷20
	інертних газів	Kr ⁺	0,35÷0,68	0,5÷1,2	0,15÷6
	На іонах	He–Cd	0,325	0,5÷3,0	0,001÷0,012
	металів		0,442	0,5÷3,0	0,003÷0,08
Молекуляр-	_	CO_2	3,5	_	<10

Основні параметри найбільш розповсюджених типів технологічних лазерів з безперервним режимом генерації [1, 2]

		9 ÷11	0,5÷10,0	1÷150	
		10,6	1,0÷25,0	3÷15000	
	CO	5÷6,5	3,0÷8,0	2÷20	
Твердотілі лазери					
_	Nd:YAG	1,06	1,3÷30,0	0,001÷1200	
	Nd:YAG	0,53	1,0÷5,0	0,05÷4	
	(2ω)				
	Nd:YAG	0,355	0,2÷1,2	0,075	
		1,45÷1,56	1,5÷2,5	~0,1	
		2,3÷3,45	1,5÷2,5	0,001÷0,15	
		Рідинні лазери			
На	Різнома-	0,29÷1	—	0,01÷6	
барвниках	нітні				
	барвники				
Напівпровідникові лазери					
_	GaAlAs	0,75÷0,9	0,3÷0,7	0,002÷0,5	
	InGaAsP	1,1÷1,6	0,1÷0,7	5·10 ⁻⁶ ÷0,05	
	Солі Рь	2,7÷30	0,4÷0,9	<0,05	
	 На барвниках	СО - Nd:YAG Nd:YAG Nd:YAG (2w) Nd:YAG Nd:YAG (3w) F-центри F-центри На Різнома- нітні барвниках Нап - GaAlAs ІпGaAsP Солі Рь	9÷11 10,6 CO 5÷6,5 Твердотілі лазери - Nd:YAG 1,06 Nd:YAG 0,53 (2ω) Nd:YAG 0,355 Nd:YAG 0,355 (3ω) F-центри 1,45÷1,56 Гарвниках 106 Nd:YAG На барвниках Різнома- нітні 0,29÷1 Напівпровідникові лазери Напівпровідникові лазери - GaAlAs 0,75÷0,9 ІлбаAsP 1,1÷1,6 Солі Pb 2,7÷30 2,7÷30 100	9÷11 0,5÷10,0 10,6 1,0÷25,0 CO 5÷6,5 3,0÷8,0 Твердотілі лазери - Nd:YAG 1,06 1,3÷30,0 Nd:YAG 0,53 1,0÷5,0 (2ω) Nd:YAG 0,355 0,2÷1,2 (3ω) F-центри 1,45÷1,56 1,5÷2,5 (3ω) F-центри 1,45÷1,56 1,5÷2,5 (3ω) Ha Різнома- іарвниках 0,29÷1 - На О,75÷0,9 0,3÷0,7 Напівпровідникові лазери - - GaAlAs 0,75÷0,9 0,3÷0,7 InGaAsP 1,1÷1,6 0,1÷0,7 Солі Pb 2,7÷30 0,4÷0,9	

У мікроелектроніці для відпалу напівпровідників застосовують газорозрядні СО₂-лазери, твердотілі Nd:YAG, Nd-скло та рубінові лазери; для осадження плівок – імпульсні СО₂-лазери, твердотілі рубінові, а також різноманітні іонні та молекулярні ексімерні лазери; для легування – газорозрядні СО₂-лазери та твердотілі Nd:YAG-лазери безперервної дії, а також іонні; для травлення – імпульсні СО₂-лазери, іонні та молекулярні ексімерні лазери; для усунення дефектів інтегральних схем – імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні Лазери; для скрайбування – газорозрядні СО₂-лазери, імпульсні твердотілі Nd:YAG та молекулярні ексімерні [2, 5, 6].

У діагностиці для проведення інтерферометрії застосовують атомарні Не– Ne та іонні Не–Сd лазери; у спектроскопії – газорозрядні СО₂-лазери безперервної дії, іонні та молекулярні ексімерні лазери, атомарні Не–Ne та іонні Не–Cd лазери, твердотілі Nd:YAG та на F-центрах, рідинні на барвниках, напівпровідникові лазери [2, 4].

Основні характеристики перерахованих типів лазерів наведені в таблицях 1 і 2, а саме: значення довжини хвилі (λ), розбіжності випромінювання (θ), потужності випромінювання (P) – для джерел лазерного випромінювання з безперервним режимом генерації; довжини хвилі (λ), тривалості імпульсу (τ), частоти імпульсів (f), розбіжності випромінювання (θ), енергії в імпульсі (E_{imn}) – з імпульсним режимом генерації.

Таблиця 2

	moutorr mma	i inasepin s	, mingender	min permi		Para [1, 2	-
Тип	лазера	Активне	λ, мкм	τ, мкс	<i>f</i> , Гц	θ , мрад	<i>Е</i> _{імп} , Дж
_		середо-					
		вище					
			Газові ла	зери			
Іонний	На іонах	Ar^+	0,33÷0,53	<1,8.10-4	$4.10^{6} \div 2.5$	0,4÷3	$8.10^{-9} \div$
	інертних				108		1,5.10-6
	газів	Kr ⁺	0,35÷0,68	$<1,2.10^{-4}$	7,6.107	_	8·10 ⁻⁹
		Xe^+	0,49÷0,54	0,5÷1	1÷30	3	$3.10^{-4} \div$
							6.10-4
Молекуляр-	-	CO	5,00÷6,50	1÷1000	1÷1000	3÷8	$8.10^{-3} \div$
ний							$4 \cdot 10^{-2}$
	Ексімерний	F_2	0,16	6·10⁻³÷	1÷100	3÷10	0,01÷0,03
				0,01			2
		ArF	0,19	0,01÷0,03	1÷1200	<0,2÷10	$1,5.10^{-2} \div 1$
Тип	лазера	Активне	λ, мкм	τ, мкс	f, Гц	θ , мрад	<i>Е</i> _{імп} , Дж
		середо-					
		вище					
		KrCl	0,22	5.10^{-3} ÷	10÷140	1÷7	0,2÷0,25
				6·10 ⁻³			
		KrF	0,25	$3.10^{-5} \div 1,2$	0,02÷1200	0,1÷10	0,02÷15
		XeCl	0,31	4.10^{-5} ÷	1÷1200	0,1÷10	0,0002÷2
				0,25			
		XeF	0,35	$1,2.10^{-3}$ ÷	0,02÷1200	0,2÷7	$2.10^{-4} \div 10$
				1,2			
	1		Твердотілі	лазери	0	1	
—	—	Nd:YAG	1,06	$10^{-3} \div 10^{-4}$	1÷10°	<1,3÷30	$10^{-4} \div 120$
		Nd:YAG	0,53	$10^{-4} \div 0,5$	$1 \div 5 \cdot 10^4$	1÷5	$2.10^{-3} \div 0,4$
		(2ω)		4			2
		Nd:YAG	0,36	$10^{-4} \div 2$	1÷50	$0,2 \div 1,2$	$1,2.10^{-5}$ ÷
		(3ω)		1,6.10-2			0,18
		Nd:YAG	0,27		1÷50	0,3÷1,5	6.10^{-4} ÷
		(4ω)		$^{+}\div1,5\cdot10^{-2}$			8,5.10-2
		Nd-скло	1,06	3.10^{-3} ÷	0,02÷120	0,3÷7	0,3÷400
				2000			
		Nd-скло	0,53	$10^{-4} \div 0,015$	0,02÷1	0,3÷1	0,2÷20
		(2ω)		3			
		Nd-скло	0,36	3.10^{-3} ÷	0,02÷1	0,3÷1	0,08÷8
		<u>(3ω)</u>	0.5-	1,5.10-2	0.05		
		Nd-скло	0,27	3.10^{-3} ÷	0,02÷1	0,3÷1	0,04÷4
		<u>(4ω)</u>		$1,5\cdot10^{-2}$			
		Рубін	0,69	$2,5\cdot10^{-2}$ ÷	0,02÷120	0,3÷7	0,03÷400
				3000			
		Рубін	0,35	0,025	0,1÷1	1÷3	0,1÷0,3
1	1	1(2m)	1		1	1	

Основні параметри найбільш розповсюджених типів технологічних лазерів з імпульсним режимом генерації [1, 2]

		F-центри	1,45÷1,56	$2 \cdot 10^{-5}$	10^{8}	1,5÷2,5	~10 ⁻⁹	
Рідинні лазери								
_	На	Різнома-	0,19÷5	<10 ⁻⁶ ÷400	$0,07 \div 10^{8}$	_	10 ⁻⁹ ÷400	
	барвниках	нітні						
		барвники						
	Напівпровідникові лазери							
_	-	GaAlAs	0,75÷0,9	$5.10^{-5} \div 0,2$	$0,002 \div 10^{9}$	<0,3÷40°	1,5·10 ⁻⁸ ÷	
							$2 \cdot 10^{-3}$	
		InGaAsP	1,1÷1,6	$3.10^{-4} \div 1$	$10^{3} \div 10^{9}$	0,1÷40°	4·10 ⁻⁹ ÷	
							$5 \cdot 10^{-3}$	
		Солі Рь	2,7÷30	10 ⁻⁴ ÷1	104	2÷50°	$\sim 2.10^{-6}$	

Таким чином, в роботі розглянуто класифікацію джерел лазерного випромінювання в залежності від типу активного середовища, наведено основні параметри найбільш розповсюджених типів технологічних лазерів, а саме: довжину хвилі, розбіжність і потужність випромінювання, тривалість та частоту імпульсів, енергію в імпульсі, які слід ураховувати під час формулювання завдання на створення певного захисного покриття.

Бібліографічні посилання

1. Звелто, О. Принципы лазеров: пер. с англ. – 3-е перераб. и доп. изд. О.Звелто. – М.: Мир, 1990. – 560 с.

2. Технологические лазеры: справочник в 2-х томах, Т.1: Расчет, проектирование и эксплуатация / Г.А. Абильсиитов, В.С. Голубев, В.Г. Гонтарь и др./ Под общ. ред. Г.А. Абильсиитова. – М.: Машиностроение, 1991. – 432 с.

3. Абильсиитов, Г.А. Лазерная технология и технологические лазеры / Г.А. Абильсиитов, В.С. Голубев. // Вестник Академии наук СССР / М.: Наука, 1982. – Вып. 2. – С.37-43.

4. Крылов, К.И. Применение лазеров в машиностроении и приборостроении / К.И. Крылов, В.Т. Прокопенко, А.С. Митрофанов. – Л.: Машиностроение, 1978. – 336 с.

5. Григорьянц, А.Г. Технологические процессы лазерной обработки: учеб. пособие для вузов / А.Г. Григорьянц, И.Н. Шиганов, А.И. Мисюров. – М.: издво МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 664 с.

6. Водоватов Ф.Ф. Лазеры в технологии / Ф.Ф.Водоватов, А.А.Чельный, В.П.Вейко, М.Н.Либенсон // под ред. М.Ф.Стельмаха. – М.: Энергия, 1975. – 216 с.

7. Джур, Є.О. Інструменти та методи спеціальної розмірної обробки: навч. посіб. / Є.О.Джур, Д.І.Шевчук, О.В.Бондаренко. С.В.Манжеліївський. – Д.: Інновація, 2011. – 74 с.

УДК 532.516

В.И.Елисеев*, Ю.П.Совит*

*Днепропетровский национальний университет им.О.Гончара

ИОНООБМЕН В ЯЧЕКЕ СОЛЕВОГО ОСАДКА НА ПОЛОЖИТЕЛЬНОМ ЭЛЕКТРОДЕ ПРИ РАЗРЯДЕ СВИНЦОВО-КИСЛОТНОГО АККУМУЛЯТОРА

Розглянута двовимірна задача про іонообмін в порі сольового осаду на катоді свинцевого акумулятора при його розряді. Проведено чисельні рішення і показані розподіли концентрацій іонів Pb^{2+} в дифузійній області подвійного електричного шару в залежності від сили струму і потенціалу на границі.

Ключові слова: іонообмін, сольовий осад, свинцевий акумулятор, катодний розряд.

Рассмотрена двумерная задача об ионообмене в поре солевого осадка на катоде свинцового аккумулятора при его разряде. Проведены численные решения и показаны распределения концентраций ионов Pb^{2+} в диффузионной области двойного электрического слоя в зависимости от силы тока и потенциала на границе.

Ключевые слова: ионообмен, солевой осадок, свинцовый аккумулятор, катодный разряд.

We consider a two-dimensional problem of ion Pb^{2+} exchange in the pore salt deposits on the cathode lead battery when it discharges. Numerical solutions and shows the distributions of ion concentrations in the diffusion region of the electric double layer, depending on the current and potential at the boundary.

Keywords: ion-exchange, salt deposit, lead accumulator, cathode discharge

Введение. Электрохимические аккумуляторы широко используются в составе энергоустановок ракетно-космического назначения. Для определения работоспособности и длительности эксплуатации они проходят ресурсные испырезультате чего вырабатываются математические тания. модели В определяющие долгосрочность работы и качественные рабочие характеристики Для построения таких моделей необходимо изучение приборов [1]. теоретических механизмов приэлектродных явлений, в основе которых лежит ионообмен, проходящий во время разряда и заряда аккумуляторов.

Массообменные процессы в приэлектродном пространстве представляют и значительный научный интерес, т.к. они, во-первых, определяют работу электрохимических аппаратов; и, во-вторых, связаны с целым комплексом физикохимических явлений, требующих своего изучения. К ним относятся, например, переходы электронов через границу "твердое тело – электролит", образование солевых пористых осадков, образование оксидных пленок, взаимодействие пленок с электродами и электролитом. Исследование кинетики электродных

[©] В.И. Елисеев, Ю.П.Совит, 2014

процессов наталкивается на значительные трудности, как физико-химического, так и математического характера. Введение и развитие теории двойного электрического слоя (ДЭС), например [2,3], в значительной степени облегчает изучение приэлектродных процессов, позволяет определить зону наиболее активного взаимодействия компонентов.

В настоящее время исследования в области приэлектродных процессов в значительной степени концентрируются на изучении образующихся твердых осадков – пористых солевых пленок, оксидных пленок, металлических осадков в топливных элементах. Этим вопросам посвящено значительная доля текущих публикаций, например [3,4]. Структура этих образований в значительной степени связана с локальным массообменном, проходящим в той или иной приэлектродной области. В связи с этим представляет интерес рассмотрение задач о распределении компонентов электролита вблизи электродной поверхности в различных геометрических и кинетических ситуациях. В данной работе проведем изучение диффузионных процессов в приэлектродной области положительного электрода из PbO_2 при разряде свинцово-кислотного аккумулятора. В отличие от анода, на положительном электроде аккумулятора при разряде электрохимический процесс проходит значительно сложнее.

В работах [5,6], посвященных моделированию разряда катода, в качестве кинетической схемы представлена система электрохимических уравнений, которая, в конечном итоге, сводится к системе [7,8]

$$PbO_2 + 4H^+ + 2e \Leftrightarrow Pb^{2+} + 2H_2O, \qquad (1)$$

$$Pb^{2+} + HSO_4^- \Leftrightarrow PbSO_4 + H^+ , \qquad (2)$$

где первое уравнение определяет гетерогенный процесс перехода электронов с поверхности электрода в электролит, а второе описывает химический процесс в диффузионной части ДЭС.

Ионообмен при разряде. Постановка задачи. Появление, в соответствии с формулой (2), нейтрального компонента $PbSO_4$ в растворе должно приводить к его осаждению на поверхности электрода, что является причиной первичной пассивации электрода [4,9]. Процесс образования пористых солевых осадков на поверхностях электродов свинцовых аккумуляторов в современной литературе описан слабо. Для отрицательного электрода этот процесс более ярко выражен. Некоторые данные имеются, например, в [7,8]. Для положительного электрода практически никаких данных нет. Вследствие этого, примем, что солевой осадок, как и на аноде, имеет пористую структуру. В качестве поры рассмотрим плоский прямоугольник, одна сторона которого (узкая шириной $2H_Y$) является электродом, две других параллельных длиной H_X являются поверхностями солевого пористого осадка. Противоположная электроду сторона открыта – через нее поступает электролит [10]. Размеры пористого осадка (ширина слоя) соответствуют характерному размеру диффузионной части ДЭС и характерному масштабу поры солевого осадка.

Выпишем двухмерные уравнения ионообмена в этой области, принимаяво внимание, что в процессе участвуют следующие компоненты:

1 -
$$HSO_4^-$$
, 2 - H_3O^+ , 3 - Pb^{2+} , 4 - $PbSO_4$, 5 - PbO и H_2O

$$\frac{\partial(c_1)}{\partial t} + \frac{\partial(c_1u)}{\partial x} = D_1 \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\frac{\partial c_1}{\partial x} - \gamma c_1 \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\frac{\partial c_1}{\partial y} - \gamma c_1 \frac{\partial \varphi}{\partial y} \right) \right] \right\} - \frac{M_1}{\rho} j, \qquad (3)$$

$$\frac{\partial(c_2)}{\partial t} + \frac{\partial(c_2u)}{\partial x} = D_2 \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\frac{\partial c_2}{\partial x} + \gamma c_2 \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\frac{\partial c_2}{\partial y} + \gamma c_2 \frac{\partial \varphi}{\partial y} \right) \right] \right\} + \frac{M_2}{\rho} j, \quad (4)$$

$$\frac{\partial(c_3)}{\partial t} + \frac{\partial(c_3u)}{\partial x} = D_3 \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\frac{\partial c_3}{\partial x} + 2\gamma c_3 \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\frac{\partial c_3}{\partial y} + 2\gamma c_3 \frac{\partial \varphi}{\partial y} \right) \right] \right\} - \frac{M_3}{\rho} j, \quad 5)$$

$$\frac{\partial(c_4)}{\partial t} + \frac{\partial(c_4u)}{\partial x} = D_4 \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial c_4}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial c_4}{\partial y} \right) \right\} + \frac{M_4}{\rho} j, \qquad (6)$$

$$\frac{\partial(c_5)}{\partial t} + \frac{\partial(c_5 u)}{\partial x} = D_5 \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial c_5}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial c_5}{\partial y} \right) \right\} , \qquad (7)$$

$$\varepsilon_0 \varepsilon \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial y} \right) \right\} = \rho F \left(\frac{c_1}{M_1} - \frac{c_2}{M_2} - 2\frac{c_3}{M_3} \right), \tag{8}$$

$$c_1 + c_2 + c_3 + c_4 + c_5 + c_G = 1; (9)$$

где *t* - время, с; *x*, *y* - координаты, соответственно, продольная и поперечная, м; *c_j* - массовые концентрации компонентов; *u* - гидродинамическая скорость среды, возникающая в результате растворения металла электрода, м/с; φ электрический потенциал, В; ρ - плотность среды (принимается постоянной); D_j коэффициенты диффузии компонентов, кг/м³; M_j - мольные массы, кг/моль; $\gamma = RT / F$, В⁻¹; R - универсальная газовая постоянная, Дж/(моль·К); T - температура, К; F - число Фарадея, Кул/моль; ε_0 - диэлектрическая постоянная вакуума, Φ ; ε - коэффициент диэлектрической постоянной среды; *j* - источник, образующиеся вследствие химической реакции. Для реакции (2) имеем

$$j = \frac{k\rho^3}{M_1 M_3 M_G} c_1 c_3 c_G, \qquad (10)$$

где M_G и c_G - соответственно молекулярная масса жидкости и ее концентрация в растворе; k - коэффициент, характеризующий скорость реакции. Реакции (1), (2) идут в момент прохождения по ячейке электрического тока, поэтому граничные условия должны быть согласованы с величиной плотности тока, вследствие чего потоки на поверхности электрода (x = 0) будут иметь вид:

$$uc_1 - D_1 \left(\frac{\partial c_1}{\partial x} - \gamma c_1 \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) = g_{X1} = 0, \qquad (11)$$

$$uc_2 - D_2 \left(\frac{\partial c_2}{\partial x} + \gamma c_2 \frac{\partial \varphi}{\partial x}\right) = g_{X2} = -4 \frac{M_2}{\rho F} i, \qquad (12)$$

$$uc_{3} - D_{3} \left(\frac{\partial c_{3}}{\partial x} + 2\gamma c_{3} \frac{\partial \varphi}{\partial x} \right) = g_{X3} = \frac{M_{3}}{2\rho F} i, \qquad (13)$$

$$uc_4 - D_4 \frac{\partial c_4}{\partial x} = g_{X4} = 0,$$
(14)

$$uc_5 - D_5 \frac{\partial c_5}{\partial x} = g_{X5} = 0, \qquad (15)$$

$$uc_G - D_G \frac{\partial c_G}{\partial x} = g_{XG} = 6 \frac{M_G}{\rho F} i , \qquad (16)$$

где i - плотность электрического тока, A/M^2 . Величину потенциала на электроде будем задавать в виде некоторой положительной по отношению к электролиту величины

$$\varphi = a \,. \tag{17}$$

Принимая во внимание, что процесс осаждения нейтральной компоненты медленный по сравнению с установлением электрического поля примем, что все поперечные потоки при y = 0 (условие симметрии) и $y = H_Y$ (условие от-сутствия адсорбции и поперечных токов) равны нулю, т.е.

$$g_{Yj} = 0. (18)$$

При этом условие симметрии выполняется и для потенциала, а на стенке осадка будем считать его равным потенциалу электрода. На открытой границе $(x = H_X)$ примем:

$$c_1 = c_1^*, \ c_2 = c_2^*, \ g_{X3} = g_{X4} = g_{X5} = 0;$$
 (19)

$$\sigma \frac{\partial \varphi}{\partial x} = -i, \qquad (20)$$

где σ электропроводимость электролита.

118

Обезразмерим выписанные уравнения, введя следующие величины: $\tau = t/T_W$, $\zeta = x/H_X$, $\eta = y/H_Y$, $\phi = \phi/1B = R\zeta + \phi$, $c_j = C_J \exp(-z\gamma\phi)$, T_W - временной масштаб. Тогда выписанные уравнения примут вид:

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial C_{1}}{\partial \tau} + \gamma C_{1} \frac{\partial \varphi}{\partial \tau} \end{pmatrix} + \frac{UH_{Y}}{D_{5}} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{1}}{\partial \varsigma} + \gamma C_{1} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} = d_{1} \begin{cases} \frac{\partial}{\partial \eta} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{1}}{\partial \eta} \end{pmatrix} + \gamma \frac{\partial C_{1}}{\partial \eta} \frac{\partial \varphi}{\partial \eta} \\ + d_{1} \begin{pmatrix} \frac{H_{Y}}{H_{X}} \end{pmatrix}^{2} \begin{cases} \frac{\partial}{\partial \varsigma} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{1}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} + \gamma R \frac{\partial C_{1}}{\partial \varsigma} + \gamma \begin{pmatrix} \gamma R C_{1} + \frac{\partial C_{1}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + \gamma \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{2}}{\partial \tau} \end{pmatrix} + \frac{2}{D_{5}} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} + \gamma R \frac{\partial C_{1}}{\partial \varsigma} + \gamma \begin{pmatrix} \gamma R C_{1} + \frac{\partial C_{1}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + d_{2} \begin{pmatrix} \frac{H_{Y}}{H_{X}} \end{pmatrix}^{2} \begin{cases} \frac{\partial}{\partial \varsigma} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} - \gamma R \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} - \gamma C_{2} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} = d_{2} \begin{cases} \frac{\partial}{\partial \eta} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{2}}{\partial \eta} \end{pmatrix} - \gamma \frac{\partial C_{2}}{\partial \eta} \frac{\partial \varphi}{\partial \eta} \\ + d_{2} \begin{pmatrix} \frac{H_{Y}}{H_{X}} \end{pmatrix}^{2} \begin{cases} \frac{\partial}{\partial \varsigma} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} - \gamma R \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} + \gamma \begin{pmatrix} \gamma R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + q_{2} \begin{pmatrix} \frac{H_{Y}}{H_{X}} \end{pmatrix}^{2} \begin{cases} \frac{\partial}{\partial \varsigma} \begin{pmatrix} \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} - \gamma R \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} + \gamma \begin{pmatrix} \gamma R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \end{pmatrix} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \eta} \frac{\partial \varphi}{\partial \eta} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{2}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \\ \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial Q}{\partial \varsigma} \\ \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial Q}{\partial \varsigma} \\ \\ + R C_{2} - \frac{\partial C_{3}}{\partial \varsigma} \frac{\partial Q}$$

$$\beta \frac{\partial \varphi}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \eta} \right) + \left(\frac{H_Y}{H_X} \right)^2 \frac{\partial}{\partial \varsigma} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \varsigma} \right) = \left(\frac{H_Y}{H_D} \right)^2 (m_1 c_1 - m_2 c_2 - 2m_3 c_3), \quad (26)$$

где было положено
$$T_W = H_Y^2 / D_5; \ m_j = M_5 / M_j; \ H_D^2 = \rho F / \varepsilon_0 \varepsilon M_G; \ B_j = \frac{M_j H_Y^2}{\rho D_G}.$$

Коэффициент β является искусственно введенным, он должен быть довольно малой величиной. Принимая во внимание, что процесс диффузии достаточно медленный, а время установления квазиравновесного состояния практически очень мало, примем $\beta = 0,1$. Это позволяет решать задачи с удовлетворительной точностью и значительно уменьшить машинное время для численного решения варианта.

Результаты расчетов. На рис. 1 - 4 показаны кривые характеризующие распределение потенциала и концентрации Pb^{2+} в ячейке в квазиравновесном состоянии, устанавливающегося примерно за 10^{-7} с.

Из рисунка 1 видно, что в средней полосе ячейки потенциал быстро достигает своего нулевого значения, соответствующего раствору.



Рис. 1. Распределение потенциала вдоль ячейки для *a* =0,025В и *c*_{1∞} =0,2 . 1 − η =0; 2 − 0,4; 3 − 0,8; 4 − 0,9; 5 − 0,98; 6 − 1 (граница)

Об изменении потенциала поперек ячейки можно судить по кривым 5 и 6, здесь наблюдается такое же резкое изменение, что и вдоль ячейки. Установление такого распределения практически не зависит от электрического тока. Это связано с тем, что как и для отрицательного электрода [10], концентрация компонента Pb^{2+} даже для сравнительно больших токов по сравнению с зарядонесущими компонентами раствора незначительна. При этом изменение HSO_4^- и H_3O^+ в ячейке практически незаметно. Вследствие этого распределение ние потенциала в ячейке устанавливается ионами раствора.

На следующих рисунках 2 – 4 показаны кривые изменения концентраций Pb^{2+} в ячейке для разных величин электрического тока.

Эти распределения в значительной степени отличаются от распределений в ячейках на отрицательном электроде [10]. Как видно из этих рисунков ионы Pb^{2+} отталкиваются от положительно заряженной стенки и концентрируются в срединных областях ячейки, вследствие чего концентрация у поверхности, в отличие от анода, резко падает, а в середине возникает даже некоторый максимум.



Рис. 2. Распределение концентрации Pb^{2+} в ячейке для a=0,025B, $c_{1\infty}=0,2$ и i=20 А/м². $1-\eta=0; 2-0,4; 3-0,8; 4-0,9; 5-0,98; 6-1$ (граница).



Рис. 3. Распределение концентрации Pb^{2+} в ячейке для a=0,025B, $c_{1\infty}=0,2$ и i=100 А/м². $1-\eta=0; 2-0,4; 3-0,8; 4-0,9; 5-0,98; 6-1$ (граница).

Сравнение рис. 2 и рис. 3 показывает, что отношение токов в пять раз сохраняется и на распределениях соответствующих кривых. Интересно отметить, что изменение коэффициента k (результаты расчетов здесь не приводятся) в большой степени влияет на распределение. Его уменьшение (здесь приведены расчеты только при k=1) приводит к расширению зоны распространения концентрации Pb^{2+} , а увеличение – к уменьшению зоны и уменьшению максимума в распределении. Изменение величины c_3 при a = 0,05В показано на рис. 4.



Рис. 4. Распределение концентрации Pb^{2+} в ячейке для $a=0,05B, c_{1\infty}=0,2$ и i=100 А/м². 1 – $\eta=0; 2-0,4; 3-0,8; 4-0,9; 5-0,98; 6-1$ (граница).

Сравнивая этот рисунок с рисунком 3 видим, что кривые концентраций мало изменяются, в основном это касается начального значения c_3 при $\varsigma = 0$. Таким образом, в диффузионной части ДЭС положительного электрода при разряде аккумулятора участвуют, практически, те же самые зарядонесущие компоненты, что и у поверхности отрицательного электрода. Из-за потенциалов поверхностей электродов относительно раствора (на отрицательном a < 0, на положительном a > 0) распределения концентраций Pb^{2+} значительно отличаются друг от друга. В результате этого реакция образования солевого компонента на отрицательном электроде идет у поверхности осадка, что способствует его осаждению, а на положительном смещается к центру ячейки. Это, видимо, приводит к более рыхлому и, возможно, слабовыраженному солевому осадку на положительном электроде.

Библиографические ссылки

- Ширинский С.В. Метод ускоренных ресурсных испытаний электрохимических аккумуляторов энергоустановок ракетно-космических летательных аппаратов : дисс: ... канд. техн. наук: 05.05.03. Автореферат. – Нац. аэрокосм. ун-тет им. Н.Е. Жуковского, ХАИ, Харьков, 2010.
- Антропов Л.И. Теоретическая электрохимия: Учебник для химико-технологических специальностей вузов. / Л.И.Антропов – М.: Высш. шк., 1984. – 519 с.
- Дамаскин Д.Д. Электрохимия / Д.Д. Дамаскин, О.А. Петрий, Г.А. Цирлина. М.: Химия., 2006. – 672с.
- 4. Попов Ю.А. Моделирование первичной пассивации металлов / Ю.А.Попов //Журн. физ. химии. 2001. Т. 75, № 6. С. 1099-1104.

- 5. Руденко М.Г. Моделирование квазиравновесного разряда положительного электрода свинцово-кислотного аккумулятора в условиях постоянной концентрации кислоты на поверхности раздела электрод/раствор электролита /М.Г.Руденко // Журн. физ. химии. – 1993. – Т. 67, №8. – С. 1687-1691.
- 6. Семененко М.Г. Применение метода приближения эффективной среды для исследования диффузионных процессов разряда положительного электрода свинцово-кислотного аккумулятора / М.Г.Семененко // Электрохимия. 2001. Т. 37, №6. С. 668-674.
- 7. Дасоян М.А. Современная теория свинцового аккумулятора / М.А. Дасоян, И.А. Агуф. Л.: Энергоиздат, 1975. 200с.
- 8. Русин А.И. Свинцовые аккумуляторы и батареи: справоч. пособ. / А.И. Русин, Л.Д. Хегай. СПб, 2003. 102с.
- 9. Феттер К. Электрохимическая кинетика /К.Феттер. М.: Химия, 1967. 856с.
- 10. Елисеев В.И. Массообмен в поре солевого осадка на поверхности анода свинцового аккумулятора в процессе разряда / В.И.Елисеев // Вісн. Дніпропетр. університету. Сер. Механіка. – 2013. – Вип. 17, Т. 1. – С. 81 – 86.

Надійшла до редколегії 15.06.2014

УДК 629.76/78.01

В.Н. Михалевский

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ АВИОНИКИ С ПОМОЩЬЮ КОМПЛЕКСНЫХ РЕШЕНИЙ ТЯЖЕЛОГО САПРА

В работе приведена методика, этапы проектирования и создание ракетной авионики с помощью идеологии, комплексных решений тяжелого САПРА, программного модуля САТІА.

Ключевые слова: баллистическая ракета, системное проектирование, ракетная авионика, модуль CATIA

У роботі приведено методику, етапи проектування та створення ракетної авіоніки за допомогою ідеології, комплексних рішень важкого САПР, програмного модуля САТІА.

Ключові слова: балістична ракета, системне проектування, ракетна авіоніка, модуль CATIA.

The paper describes a method, the steps of the design and production of missile

[©] В.Н. Михалевский, 2014

avionics using ideology, integrated solutions severe CAD software module CATIA.

Keywords: ballistic missile system design, rocket avionics module CATIA

Рыночная экономика, современные тенденции развития научно технического прогресса способствуют и позволяют в кратчайшее время обеспечить производителя продукции достаточным количеством технических и технологических средств, решений для работы в новых экономических производства. Одним наиболее условиях ИЗ динамичных, быстроразвивающихся прогрессивных инновационных направлений И современного бизнеса является применение IT технологий, которые составляют фундаментальную основу любого современного производства рыночной экономики. Однако приобретение новейшего оборудования, программных продуктов и их эксплуатация не дает полных гарантий и уверенности производителю на качественное и эффективное их использование. Причины результатов – (особенно малочисленности позитивных актуально лля постсоветского экономического пространства) разнообразны, но в большинстве случаев они связаны с отсутствием у потребителя необходимых методик, применения высокоэффективных знаний, понимания идеологии квалифицированных предварительных технологий, экономических расчетов и экспертных заключений.

На примере создания нового приборного отсека КГЧ (космической головной части) **РН** «Днепр» программы «IRIDIUM» разберем главные моменты, этапы проведения основных и подготовительных конструкторских работ для получения гарантируемого положительного результата с помощью базового программного комплекса CATIA.

Для начала отметим общеизвестный, но немаловажный факт, что работа любого узла, машины или системы, в первую очередь, определена и связана с его рабочим алгоритмом. Чем сложнее алгоритм работы будущей конструкции, тем больше масса и соответственно пространство, объем для функциональных узлов, агрегатов проектируемого изделия.

Как правило, преобладающая часть этого объема заполняют приборы, датчики, кабели, приборные блоки и узлы систем управления, измерений и контроля параметров ЛА (летательного аппарата). При этом первоочередная и главная задача конструкторского коллектива занимающихся авионикой заключается в нахождении наивыгоднейших решений по размещению И заполнению пространства (оптимальная выделенного компоновка) В ограниченный период времени. Неправильное или неудачное расположение бортовой аппаратуры на ЛА приводит к серьезным проблемам последующих этапов проектирования и изготовления всего изделия, что, в конечном счете, отрицательно характеристиках сказывается на летных И конкурентоспособности создаваемой техники.

Проблема получения оптимальной компоновки, размещения аппаратуры, прокладка кабельной сети в установленные сроки сегодня является невыполнимым заданием при традиционном проектировании и изготовлении

ЛА. Многократные изменения КД, создание сложных, дорогостоящих полномасштабных макетов и испытательных стендов – типичный путь традиционных методов. Однако с появлением современных компьютерных технологий задачи по ускорению проектирования и удешевлению производства становятся реальными и вполне осуществимыми.

Начальный этап проектирования связан с нахождением места размещения бортовой авионики относительно главных частей, узлов, агрегатов ЛА. Как правило, традиционно, в большинстве случаев, независимо от типа и класса ЛА рациональное расположение аппаратуры приходится на верхнюю треть или головную часть изделия.

В качестве классического примера можно привести расположение систем авионики первой советской межконтинентальной баллистической ракеты Р-7, (См. рисунок 1) где под обозначением 2 и 6 конструктивно-компоновочной схемы обозначены приборные отсеки ракеты. А под позицией № 3 обозначены антенны для передачи телеметрической информации [1].

Более подробно остановимся на современных методах проектирования приборных систем ЛА, а также дадим краткие оценочные характеристики каждого метода в отдельности. В настоящее время наиболее распространены и востребованы шесть направлений, шесть технических решений проектирования приборных систем:

- 1. аналитический метод;
- 2. графический метод (2D);
- 3. графоаналитический метод;
- 4. метод аппликаций;
- 5. метод объемного моделирования (3D);
- 6. комбинированный метод

Аналитический метод – метод для начальной, предварительной оценки возможности размещения устанавливаемых приборов в строго определенном, выделенном объеме. Суть метода заключается в подсчете и сравнении объемов пространства теоретического (максимального) к пространству занятого авионикой.



Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема первой советской межконтинентальной баллистической ракеты Р-7

Другими словами должно соблюдаться простое математическое неравенство

 $V_{meop.} \ge V_1 + V_2 + V_3 + V_4 + V_5 + \dots V_n;$

где V_{*meop.*} - максимальное физическое пространство, выделенное под занимаемые приборы;

V₁ - суммарный объем устанавливаемых приборов;

V₂ - суммарный объем кабелей подсоединяемых к приборам;

V₃ - суммарный объем кронштейнов, фитингов, узлов и других деталей фиксирующие кабельную продукцию;

V₄ - суммарный объем металлизирующих и крепежных элементов;

V₅ - суммарный объем ферм и кронштейнов на которых устанавливают приборы и датчики;

V _n - суммарный объем трудно рассчитываемых конструкционных узлов и других элементов (1,5% - 2% от V _{теор.}).

Графический метод, метод (2D) использующий _ обычное машиностроительное черчение для формирования ИД, выпуска КД, анализа компоновки, проверочных работ связанных с размещением бортового оборудования и прочих систем. Задача метода заключается в нахождении наилучшего варианта увязки устанавливаемых приборов или приборных блоков к сопрягаемым конструкциям. Посредством начертания проекций, сечений или конструктор определяет взаимное расположение интересующих видов элементов (рис.2). Метод прост в исполнении, затраты на его техническую реализацию минимальны. Но он достаточно трудоемок и длителен по времени своего выполнения и проведения последующего анализа. Метод не дает пользователю полных гарантий исключающий грубые ошибки и неточности.

Графоаналитический метод – представляет гибрид из двух предыдущих методов, применяется тогда, когда каждый в отдельности не дает достаточной и полной информации, уверенности проведения проектно-конструкторских работ. Также как и предшествующий метод, имеет значительные трудозатраты и соответственно низкую скорость получения результатов. Независимо от технологических способов применения (кульман, компьютер, графическая станция) данный метод, во многих случаях, не является технологически современным, полным и универсальным.

Метод аппликаций – разновидность графического двухмерного (2D) моделирования. Модель в виде плоского, например, бумажного силуэта (сечение прибора с максимальными габаритами) помещают на заранее подготовленное плоское пространство (чертеж) и методом перемещения добиваются наилучшего взаимного расположения исследуемых конструкций. Этот способ более продуктивен, динамичней предыдущих, но требует предварительной подготовки и время на создание аппликаций. Также как и

графический (2D) метод не обладает полнотой и доступностью информации трехмерного пространства, не гарантирует пользователю от возникновений грубых просчетов и ошибок.

Метод объемного моделирования (3D) – один из самых прогрессивных, универсальных, наиболее эффективных и востребованных современных методов разработки, изготовления систем авионики в аэрокосмической промышленности. Уникальность метода заключается в скорости и качестве проектирования, а также возможности получения интеграционных, комплексных решений технического и технологического характера совместно с производством.

К недостаткам метода можно отнести следующие факторы:

- 1. большие материальные затраты на технологическое оснащение;
- 2. необходимость в подготовке и переподготовке специалистов;
- 3. длительный период окупаемости вложенных средств.

Комбинированный метод – метод, включающий в себя все технологии и приемы, описанные выше, позволяет рационально использовать ресурсы, время для решения конкретно поставленных задач. В определенных случаях является оптимальным и единственным средством, не отягощающим предприятие сверхдорогими технологиями.

К недостаткам комбинированных решений можно отнести отсутствие интеграционной составляющей и совместных перспектив развития разно уровневых технологий.



Рис. 2. Графический (2D) метод отображения приборной зоны проектируемого изделия для ИД

Учитывая, что за последнее десятилетие значительно возросло внимание и интерес товаропроизводителя к эффективным в эксплуатации, сделанным под «ключ» IT технологиям, вопрос проектирования и создание ракетной авионики

все больше акцентируется с выбором и приобретением новых технологических, информационных средств, инструментов производства.

Поэтому **метод объемного компьютерного 3D моделирования** будет рассмотрен в статье как один из современных, приоритетных и безальтернативных методов проведения работ.

Вернемся к началу технологической цепочки построения систем авионики ЛА. Проектные департаменты (отделы, комплексы или КБ) получают от Заказчика пакет необходимой информации для предварительного анализа, формирования перечня организационных документов и средств на текущие, долговременные контрактные работы. Заказчик и Подрядчик работают в одном И том же информационном поле, (пространстве) способствующее максимальной интеграции своих технологических средств и возможностей с технологическими возможностями и условиями своих партнеров. Такая задачи значительной мере способствует минимизации постановка В производственных потерь, исключая какую либо адаптацию, выполнения дополнительных работ с «чужими» информационными системами, уменьшая и удешевляя технологический цикл выпускаемого изделия. Этим объясняется всего привлекательного многообразия факт. И что среди множества технических и технологических рыночных предложений, в аэрокосмической индустрии сформировался свой особый, специфический, рабочий стандарт, максимально отвечающий технико-экономическим соотношениям цена качество. Проектирование, изготовление продукции иными, в принципе сходными, похожими технологиями, как показывает многолетний опыт, и производственных коллективов практика родственных приводит к дополнительным материальным и финансовым потерям. Лидером программных средств мировой аэрокосмической индустрии заслужено и по праву считается программный комплекс САТІА, обеспечивающий идеологию управления жизненного цикла изделия PLM (Product Lifecycle Management) с совместной координирующей, управляющей системой проектных работ и документооборота – ENOVIA, SmarTeam [2].



Рис. 3. 3D модель предварительных ИД проекта «Днепр - IRIDIUM»

В нашем примере Заказчик и Подрядчик, исключив все экзотические, нетрадиционные и надуманные инновационные решения, в качестве основного

интегрирующего, рабочего инструмента выбрали программный комплекс - **CATIA**. По предварительной договоренности с Заказчиком необходимый информационный пакет был передан Подрядчику в виде цифровых 3D моделей, что значительно облегчило и упростило последующие этапы выполнения, согласования совместных проектных действий и решений см. рис. 3.

Объем проектно-конструкторских работ был спланирован и распределен между участниками проекта согласно ниже приведенным пунктам:

- 1. Создание и монтаж рабочей зоны внутри КГЧ;
- 2. Наполнение рабочей зоны приборным оборудованием;
- 3. Функциональное распределение и установка приборного оборудования;
- 4. Построение (3D) каркаса приборной фермы с установленным (3D) оборудованием;
- 5. Получение чертежной (2D) документации по (3D) моделям.

Как известно любые построения и начало всех предстоящих работ связаны и всегда сопровождаются подготовительными операциями, расчётами, какими либо процессами, действиями, так иногда называемым нулевым циклом. В нашем случае в качестве отправной точки для всех текущих и предстоящих работ было принято решение о создании базы данных объемных (3D) моделей приборов. Регулярные и планомерные наполнения этой базы создали уникальный банк знаний, который позволил конструкторскому коллективу без дополнительных временных материальных И затрат многократно использовать наработанную интеллектуальную собственность предприятия.

Начальным пунктом проекта построения модуля авионики стало создание **рабочей зоны** приборного отсека. Ее габариты, размещение были определены из присланных, обновленных и доработанных ИД см. рис.2. Конструктивно рабочая зона представлена в виде полупрозрачного тела вращения трапецеидального





Рис. 4. Рабочая зона приборного отсека с установленными приборами

контура, установленного в нижней трети КГЧ (космической головной части) см. рис. 3, 4. Для начального этапа работ – это главный элемент конструкторских построений. Фактически являющейся технологической

которой основой (стапелем) виртуальной среды, на устанавливаются проектируемые приборные фермы (рамы, каркасы) и 3D модели приборов. Последующая операция обеспечивает увязку рабочей зоны с главным и определяющим сборочным компонентом изделия – корпусом КГЧ. Этот позволяет технологический прием дать заключение 0 пригодности (непригодности) новой сборочной единицы относительно всех входящих компонентов присутствующих в сборке. После предварительного анализа (отсутствие пересечений, наложений, наличия приемлемых конструктивных зазоров в сопрягаемых узлах) и решения специалистов о работоспособности созданной конструкции, исполнитель приступает к заполнению рабочей зоны оборудованием. Цель операции заключается в визуализации компоновочных работ с располагаемыми конструкционными объемами изделия (соизмеримость объема рабочего пространства с объемом приборов). А также возможность определения наилучшего позиционного расположения каждой сборочной единицы относительно друг друга. Для начала в свободной форме, без всякой последовательности и предварительной ориентации, главный сборочный узел наполняется приборным и другим сопутствующим оборудованием. После предварительного, произвольного заполнения рабочей среды, конструктор методом перемещения устанавливает приборы на новые координаты рабочего пространства, ориентируя и располагая их в соответствии с габаритными размерами и функциональным назначением. Количество и тип приборного оборудования определяется полетным заданием и целями проектируемого изделия.

Последующий этап работ связан с формированием облика силового каркаса несущей фермы. Для этого в посадочных местах закрепления приборов, с помощью маркеров (особые пространственные точки, отрезки, дуги или другие примитивы) помечаются, координируются и фиксируются места будущих построений, позволяющие обеспечить визуализацию предстоящих проектных конструкторских работ. Количество маркеров в зависимости от сложности и наименования оборудования может быть различным, оно определяется потребностью пользователя (пользователей) проекта. После визуализации мест крепления приборов, конструктор приступает к построению проволочного каркаса, прообраза будущего силового набора фермы. И только затем, после многих предварительных проработок, начинаются построения с реальным, гостированным профилем. Как правило, конструкция выполняется из минимального количества и доступного для изготовления сортамента предприятия. В качестве примера может служить один из сборочных узлов проектируемой фермы, состоящий из распространенного уголкового профиля. См. рис. 5. По возможности, с целью обеспечения наилучших прочностных характеристик, собранный узел должен обладать симметрией относительно главных строительных (полетных) плоскостей изделия.





(Angel 0004.1) (Angel 0002.2) (Angel 0002.3) (Angel 0002.3) (Angel 0001.1) (Angel 0007.5) (Angel 0007.5) (Angel 0007.5) (Angel 0007.5) (Angel 0007.6) (Angel 0007.5) (Angel

Рис. 5. Сборочная единица клепаной конструкции, выполненная из уголкового профиля

Учитывая возможные и множественные доработки, узел в обязательном порядке должен иметь прочностной запас, возможность своей полной модернизации и инвариантность к вновь поступающим изменениям. На рис.6

представлена сборочная единица, которая выполнена в соответствии со всеми действующими нормативами, требованиями ИД и КД. При надлежащем уровне и качестве проектных работ, новая технология согласно полученным практическим результатам сокращает процесс разработки изделия как минимум в 2-3 раза. Масса созданной конструкции составляет всего 27 кг! Вариант с использованием традиционного плоского компьютерного (2D) проектирования дал более скромные результаты – 63кг. Как видно выигрыш с применением новых технологий вполне очевиден и бесспорен.

Далее, применяя комплексные решения тяжёлого САПРА, конструктор с программных методов CATIA В модуле CAE помощью выполняет предварительный статический расчет виртуальных конструкций. В большинстве случаев он всегда соответствует и удовлетворяет прочностным специализированных департаментов, позволяя результатам работать предприятию без проведения долгосрочных и дорогостоящих натурных, стендовых прочностных испытаний. После проведения расчетов на статику собранную конструкцию обязательно проверяют на частотный анализ. Пример и методики расчетов описаны в [3] Но сегодня, в реальном производственном процессе, подобные операции, к сожалению, применяются крайне редко, довольствуясь оценками уполномоченных специалистов или актами заключений после проведения натурных статических и динамических испытаний. А столь облегченный, неполный путь проектирования нельзя назвать оптимальным, так как комплексные решения тяжелого САПРА всегда позволяют получать быстрый и правильный предварительный результат ещё на стадии разработки КД.

Объяснения подобным фактам всегда сопровождаются множественными производственными причинами, но в действительности, в большинстве случаев это связано в отсутствии материальной заинтересованности со стороны исполнителя и недостаточной осведомленности менеджеров среднего звена относительно технологических возможностей САПРА высокого уровня.

Последующий этап проектных работ носит уточняющий и завершающий характер, конструктор проверяет, корректирует состав приборов, при необходимости делает их полную перестановку, изменяет несущий каркас металлоконструкций, проверяет нагрузки, проводит дополнительные прочностные виртуальные испытания, а также подготавливают созданную модель к выпуску документации. См. рис.7.

При этом проектирование приборной фермы с установленным оборудованием не является заключительным этапом в разработке авионики. Создание и монтаж кабельной сети, подсоединение ее к приборам, а также виртуальная верификация с ее электрической проверкой является не менее ответственной и трудоемкой частью проекта.





Рис. 6. Сборочная единица клепаной конструкции, выполненная в САД системе САТІА



Рис. 7. Приборный отсек в сборе

Этот вид работ выполняется на более мощных графических станциях имеющие общие настройки, программное обеспечение и соответствующие сетевые ресурсы. Процесс создания кабельной сети КГЧ – отдельная технологическая часть проекта, которая не рассматривается в приведённой публикации. Но, идеология и принципы построения этого вида работ, во многом идентичны с предыдущими, описанными выше методами проектирования для приборного оборудования.

Заключение

Предложенная и апробированная методика проектирования систем авионики с использованием высокотехнологичных программных модулей тяжелого САПРА, как показывает опыт и многолетняя практика выполнения работ, является наиболее полным И оптимальным предшествующих технологическим решением при создании сложной, наукоемкой техники. Внедрение и использование высокотехнологичных программных продуктов, таких как САТІА, в значительной степени облегчает и сокращает проектные и производственные затраты, сроки выпускаемых изделий. Внедрение в производство тяжелых программных продуктов, переход на системное проектирование - единственно правильный и безальтернативный вариант развития специализированных предприятий аэрокосмической индустрии.

Библиографические ссылки

- 1. [Электронный pecypc]. Режим доступа: http://tvsh2004.narod.ru/1-isz2.html.
- 2. [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://old.sibai.ru/content/view/575/692/
- 3. Михалевский В.Н. Комплексное применение САПР верхнего уровня для решения конструкторских задач при создании образцов ракетной техники//Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки»; Дніпропетровськ: ДДУ, 2010. Вип. Х.- С. 82-92.

Надійшла до редколегії 05.07.2014

УДК 621.454.3

В. Е. Шевцов, А.О. Олейник¹

Днепропетровский национальный университет им.О.Гончара

СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «ЗЕНИТ», «ЦИКЛОН-4»

Рассмотрены проблемы создания отечественных специальных твердотопливных двигателей, использующихся для торможения отработавших ступеней. Также перспективой является применение для увода головных обтекателей и поддонов.

Ключевые слова: твердотопливные двигатели, системы торможения.

Розглянуті проблеми створення вітчизняних спеціальних твердопаливних двигунів, які використовуються для гальмування відпрацьованих ступенів. Також перспективою є використання для відводу головних обтічників та піддонів. *Ключові слова: твердопаливні двигуни, системи гальмування.*

The problems of creation of the domestic special engines for hard rocket fuel, utillized for braking of the workings stages are considered. Also a prospect is application for the withdrawal of head cowlings and pallets.

Keywords: braking system, engines for hard rocket fuel.

Вступление. Развитие и совершенствование космической техники привело к появлению в составе космических комплексов широкого класса двигателей и различных устройств, работающих на твердом топливе, как наиболее простых, надежных и удобных в эксплуатации.

Все возрастающие требования к точности параметров движения ракетносителей (PH) космических объектов обуславливают необходимость создания специальных устройств для разделения ступеней PH с минимально возможными возмущениями. Одним из рациональных путей отделения отработавших ступеней PH является воздействие на отработавшую ступень строго определенного импульса реактивной силы. Такой импульс обычно создается двигателями торможения, которые запускаются в определенное время, после срабатывания устройств разделения ступеней PH.

современных Постановка В ракетах-носителях задачи. нашли применение специальные твердотопливные пороховые ракетные двигатели (ПРД). Впервые после обретения Украиной независимости украинский ПРД торможения II ступени ДР50 обеспечил 11.02.2006 г. успешное выполнение 18го пуска PH «Зенит-2S» по программе «Морской старт», а в январе этого же экспериментальная завершилась отработка года второго ПРД **ДР51** торможения I ступени.

[©] В. Е.Шевцов, А.О. Олейник, 2014

Устройство твердотопливного порохового ракетного двигателя приведено на Рис.1.



Рис.1 Устройство твердотопливного порохового ракетного двигателя

Устройство твердотопливного ракетного двигателя: 1-заряд, 2- корпус, 3воспламенитель, 4 – кронштейн крепления к РН, 5 – кришка, 6 – піропатрон, 7 – сопло.

Краткие технические характеристики двигателей торможения приведены в Табл.1.

Техническая характеристика	тормозного двигателя			
	ДР50	ДР51	2Ц4Д1	
Суммарный импульс тяги в пустоте (по оси двигателя), кгс·с	1050	4180	1050	
Реактивная сила по оси сопла, кгс, не более	3250	6250	3250	
Максимальное время работы, с	1,2	1,72	1,1	
Максимальное давление газов в камере сгорания, кгс/см ²	100	100	95	
Масса снаряженного двигателя, кгс	11,4	38,3	11,5	

Габл.1 –	Технические	характег	оистики 2	лвигателей	торможения
1 40/101	I CAIIII ICCAIIC	Aupunit	/mei man /	donn ar coron	1 opmomentin

Методи решения задачи и анализ полученных результатов. В процессе освоения производства специальных двигателей торможения решены ряд производственно-технических и конст-рукционных вопросов. Пересмотрена и усовершенствована кон-струкция ранее изготавливаемых подобных двигателей 15Д4 и 8Д84. Так, например, при изготовлении деталей

сложной формы, используемых в воспламенительном устройстве и узле крепления заряда (гайка и диафрагма показаны на Рис.2), вместо сварной сборки применены современные методы литья по специальной технологии.



Рис.2 Конструкция воспламенителя

На рис.2 показана конструкция воспламенителя А – сварного типа, Б – изготовленная методами лиття.

Специально для двигателей указанного типа разработана и освоена технология нанесения теплозащитного покрытия (ТЗП) на основе низкомолекулярного связующего фенольного порошкового марки СФП-202 Л1 и наполнителя – карбида кремния (SiC) марки 54С. Технология нанесения ТЗП потребовала решения задач по подготовке внутренней поверхности корпуса двигателя, приготовлении рабочей смеси, нанесении её на нагретую до температуры плавления смеси поверхность корпуса, термообработке и контролю качества.

Подготовка корпуса обеспечивается механическим опескоструиванием с предварительным обезжириванием поверхности, а также последующим прогреванием корпуса до температур $125...135^{\circ}$ С. Подготовка компонентов производится с обязательным просушиванием карбида кремния – при температуре 95° - 105° С продолжительностью не менее 3 часов, пульвербакеллита – при температуре 50° - 60° С продолжительностью не менее 1 часа с последующим приготовлением смеси в определенном массовом соотношении в зависимости от этапа.

Первый этап нанесения ТЗП – напыление основного слоя с преобладанием процентного соотношения карбида кремния 60 / 40. Второй этап – нанесение глянцевого слоя с процентным соотношением карбида кремния и пульвербакеллита 35 / 65.

Последующая термообработка обеспечивает удаления низкомолекулярных продуктов поликонденсации, а также исключает причину образования микротрещин за счет снижения перепада температур как по

толщине покрытия, так и на границе изделие-покрытие. При этом важную роль играет время выдержки при температуре нанесения покрытия (не менее 15 мин.), последующей выдержкой не менее 25 мин при температуре 154...156°С и не менее 30 мин при температуре полимеризации на протяжении последнего цикла.

Режимы выдержки определены соотношением

$$\tau = k \frac{\delta^2}{\lambda} \ \left[c \right]$$

где k=(1,1-1,9)·10⁶ (Дж\(м³·⁰K)) - эмпирический коэффициент, зависящий от плотности, удельной теплоемкости материала покрытия, полученной по результатам статистической обработки продолжительности выдержки покрытий с различными минеральными наполнителями; δ - толщина покрытия (м); λ- коэффициент теплопроводности материала покрытия (Дж\(м^{3.0}K)).

Соотношение для определения термина выдержки определялись по закону размерностей с учетом того, что размерность времени входит лишь в коэффициент теплопроводности. Поэтому продолжительность выдержки прямо пропорциональна плотности покрытия, удельной теплоемкости, толщине покрытия и обратно пропорциональна коэффициенту теплопроводности:

$$\tau = \frac{\rho \cdot Cp \cdot \delta^2}{\lambda} = \frac{\frac{\kappa^2}{M^3} \cdot \frac{\kappa \mu \mathcal{H}}{\kappa^2 \cdot \kappa} \cdot M^2}{\frac{\mu \mathcal{H}}{M \cdot c \cdot \kappa}} = [c]$$

Результаты расчетов дают возможность снизить уровень остаточных внутренних напряжений на $\approx 25\%$ и за счет этого произвести полимерное покрытие бездефектной структуры, а также позволяют снизить непродуктивные затраты энергоресурсов (снизить энергоемкость технологического процесса) на $\approx 10-12\%$ за счет оптимизации термина выдержки.

Для нанесения данного теплозащитного покрытия изготовлена установка для нанесения ТЗП, освоенные технологии нанесения.

На одном из украинских химических предприятий освоено производство зарядов и воспламенителей, соответствующих по своим физико-химическим и механическим характеристикам требованиям конструкторской документации. Для этих целей проведены мероприятия по автономной экспериментальной отработке, включающей и огневые стендовые испытания.

Завершены межведомственные испытания третьего уже полностью отечественного ПРД 2Ц4Д1 торможения как I, так и II ступеней для комплектации PH по программе «Циклон-4».

Выводы. Разроботанная конструкция двигателей торможения на твердом топливе имеет очень хорошие характеристики по точности заявленых параметров, а также высокую надежность. Эти факторы являются основными при выборе двигателей торможения. Также играет важную роль полная

автономность двигателей как агрегатов, т.к. для их пуска требуется только ток питания. В них заложен потенциал дальнейшего развития ПРД.

Библиографические ссылки:

1. Термодинамические свойства индивидуальных веществ, под. ред. Глушко В.П, Том 2, Книга 2, М., Наука, 1979, 345с.

2. И.Г.Ассовский Физика горения и внутренняя баллистика, М., Наука, 1995, 362с.

3. Г.Н.Лаврухин Аэродинамика реактивных сопел. Т.1 Внутренние характеристики сопел, М., Наука ФИЗМАТЛИТ, 2000, 376с.

Надійшла до редколегії 03.10.2014

ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

- постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
- аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
- формулювання цілей статті (постановка завдання);
- виклад основного матеріалу дослідження з повним обгрунтуванням отриманих наукових результатів;
- висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.
- 3. Вимоги до набору.
 - Текст набирають у Microsoft Word.
 - ▶ Формат паперу А4 (210×297).
 - Параметри сторінки (поля): верхнє 20 мм; нижнє 20 мм; ліве 20 мм; праве – 20 мм.
 - > Стилі і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери					
	великі; вирівнювання: за лівим краєм; інтервал після:					
	один рядок					
Ініціали і прізвища	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий;					
авторів	вирівнювання: за серединою; інтервал після: один					
	рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище					
Місце роботи Шрифт: Times New Roman, 14 рt, ку						
	вирівнювання: за серединою; інтервал після: один					
	рядок					
Назва статті	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, напівжирний,					
	прямий, усі літери великі; вирівнювання: за серединою;					
	інтервал після: один рядок					
Анотації	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний,					
	прямий; вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см					
«Ключові слова»	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний,					
	курсив; вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см;					
	інтервал після: один рядок					

Основний текст	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий;
статті	вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см; інтервал
	<i>після:</i> один рядок
Назва рисунка	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний,
	прямий; вирівнювання: за серединою, але не ширше за
	рисунок
Підрисункові	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, прямий;
підписи	вирівнювання: за шириною, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, курсив;
	вирівнювання: за правим краєм
Назва таблиці	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, напівжирний,
	прямий; вирівнювання: за серединою
Заголовок	Шрифт: Times New Roman, 16 pt, напівжирний,
«Бібліографічні	прямий, вирівнювання: за серединою; інтервал після:
посилання»	один рядок
Бібліографічні	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий;
посилання	нумерований список; вирівнювання: за шириною;
	абзац: 1,25 см; інтервал після: один рядок
Дата надходження до	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, курсив; абзац:
редколегії	1,25 см

Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.

- ▶ Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- Формули слід набирати тільки в редакторі Microsoft Equation 3.0 з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за серединою, 17 см – праворуч:

Стили					? 🗙
Стиль	Шрифт		Формат (ИМВОЛОВ	
			Полужирный	Наклонный	OK I
Текст	Times New Roman	-		Γ	
Функция	Times New Roman CYR	-	V	Γ	Отмена
Переменная	Times New Roman CYR	-			
Стр. греческие .	Times New Roman CYR	-			
Пр. греческие	Times New Roman CYR	•			
Символ	Symbol	•		Γ	
Матрица-вектор	Times New Roman CYR	-		Γ	
Числа	Times New Roman CYR	•		Γ	
Язык:					
Стиль "Текст"	Английский (США)	-			
Другие стили	Английский (США)	Ŧ			

Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті),
при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

- Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.
- 4. До редакційної колегії потрібно подавати:
- один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;
 - експертний висновок про можливість публікації статті;
 - рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;
 - електронний варіант статті на CD або електронною поштою;
 - в окремих файлах рисунки до статті;

– на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.

6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 098-349-49-29, e-mail: spahat@mail.ru).

3MICT

Abramovsky Yev. R., Leshchenko I.G., Lychagin M.M., Bozhko V.S., Tarasov S.V., Kostinkov I. Vur
KOSLIUKOV I. TUT.
Americopa H C
Анализ влияния упругих колебаний манипулятора на ориентацию космического
аппарата измеряемой конфигурации
Бондаренко О В Пелиянский А Ф Приходько М В Санин А Ф
Получение заготовок для оболочечных конструкций и листовых полуфабрикатов из
апюминиевых сплавов метолом обратного прессования
Гайлученко П.А.
Сравнение различных форм лниша шилинлрического топливного бака по
совокупности массового и габаритного критериев
Голубек А.В., Дронь Н.М.
Сближение орбитальной ступени ракеты-носителя с каталогизированными
космическими объектами в процессе увода на поверхность Земли
Гусарова И.А., Манько Т.А.
Выбор теплоизоляции многослойных теплозащитных конструкций,
возвращаемых космических аппаратов
Давыдова А.В., Лысенко Е.Е.
Методика расчета перепада давлений на сетчатых разделителях фаз в
нестационарном потоке жидкости
Дронь М.М., Дубовік Л.Г., Курінний В.В., Хорольский П.Г.
Методика розрахунку оптимальних траєкторій уводу космічних об'єктів
після закінчення терміну експлуатації69
Бразалук Ю. В., Евдокимов Д. В., Решняк В. Г.
Математическое и численное моделирование процессов напыления
Кныш Л.И.
Моделирование процессов энергопереноса в аккумуляторе тепла
«твердое тело – жидкость» космической энергетической установки
Липовский В. И.
Инженерная методика расчета величины натяга в системе
«вал – ротор» гиродина96
Манжеліївський С.В.
Використання лазерного випромінювання в машинобудуванні104
Елисеев В.И., Совит Ю.П.
Ионообмен в ячейке солевого осадка на положительном электроде
при разряде свинцово-кислотного аккумулятора112
Михалевский В.Н.
Оптимизация проектирования систем авионики с помощью комплексных
решений тяжелого САПРА
Шевцов В. Е., Олейник А.О.
Специальные твердотопливные двигатели для ракет-носителей «Зенит»,
«Циклон-4»137

Наукове видання

СИСТЕМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Збірник наукових праць

Том XVII

Українською, російською та англійською мовами

За науковою редакцією д-ра техн. наук, проф. С. О. Давидова

Відповідальна за випуск Л. В. Шара Технічний редактор М. П. Павлиш Коректор О. В. Несіна

Підписано до друку 11.11.14. Формат 60х84 ¹/₁₆. Ум. друк. арк. 7,90. Ум. фарб.-відб. 8,90. Обл.-вид. арк. 9,75. Тираж 50 прим. Зам. № 1143

Свідоцтво держреєстрації серія КВ № 9250 від 13.10.2001. Збірник наукових праць входить до «Переліку наукових фахових видань України, в яких можуть публікуватися результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата» (технічні науки). Бюлетень ВАК України, № 7, 2010, стр. 11, № 148, Київ.

> Видавництво «Пороги» 49000, м. Дніпропетровськ, пр. К. Маркса, 60 Телефони: 745-20-93, 745-22-46 Свідоцтво суб'єкта видавничої справи серія ДК № 7 від 21.02.2000

> > ISBN 978-617-518-298-7