



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 25
3(118)
2019

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК + КИЇВ

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Дегтярева Е. А., Новиков А. В. Математическая модель движения ракеты относительно подвижной пусковой установки 3

Космічні енергетика і двигуни

Сокол Г. И., Котлов В. Ю. Метод, модель и методика расчета акустических излучений двигательной установки в первые 1.5...4.1 секунды полета ракеты космического назначения 16

Космічні матеріали та технології

Грекова М. В., Калинин А. В., Джур Е. А., Носова Т. В. Комплексное модифицирование многокомпонентных сплавов 25

Маслей В. Н., Кавун В. В., Щудро А. П., Сохач Ю. В., Кудреватых А. Т., Рожковский В. Ф., Москалев С. И., Добрушина М. Г., Кулик А. С. Исследование крупногабаритных конструкций из композиционных материалов на терморазмеростабильность 32

Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень

Федоров О. П., Самоїленко Л. І., Колос Л. М., Підгородецька Л. В. Проблеми використання супутникових даних для моніторингу цілей сталого розвитку України 40

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Degtyareva E. A., Novikov A. V. Mathematical model of the rocket motion relative to a mobile launcher 3

Space Energy, Power and Propulsion

Sokol G. I., Kotlov V. Yu. Method, model and calculating technique for the propulsion system's acoustic radiations in the first 1.5...4.1 seconds of the space rocket flight ... 16

Space Materials and Technologies

Grekova M. V., Kalinin A. V., Djur Ye. O., Nosova T. V. An integrated modification of multicomponent alloys 25

Masley V. M., Kavun V. V., Shchudro A. P., Sokhach Yu. V., Kudrevatykh O. T., Rozhkovskiy V. F., Moskaev S. I., Dobrushyna M. G., Kulyk A. S. Investigation of thermal dimensional stability of large-size structure made of composite materials 32

Social Sciences in Space Exploration

Fedorov O. P., Samoylenko L. I., Kolos L. M., Pidgorodetska L. V. Problems of using satellite data to the assessment of sustainable development goals of Ukraine 40

<i>Дегтярев О. В.</i> Круглий стіл ректорів вищих навчальних закладів і проблеми аерокосмічної освіти	57	<i>Degtyarev A. V.</i> Round table of the University's Rectors and problems of aerospace education	57
Астрономія й астрофізика		Astronomy and Astrophysics	
<i>Бейкер Р. М. Л.</i> Робоча гіпотеза про скорочення періоду мюонного розпаду і час	60	<i>Baker R. M. L., Jr.</i> A working hypothesis on the muon-decay time shortening and time	60
Наші автори	78	Our authors	78

На першій сторінці обкладинки — зовнішній вигляд лазерно-оптичного пристрою (див. статтю В. М. Маслея та ін. на с. 32)

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54
тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua
Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.

Перереєстровано Міністерством юстиції України 21.11.2018 р., Свідоцтво серія КВ № 23700-13540 ПР

Підписано до друку 29.07.2019. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 8,40.
Обл.-вид. арк. 8,82. Тираж 101 прим. Зам. № 5690.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.03.003>

УДК 519.87:629.7.015.3

Е. А. Дегтярева, А. В. Новиков

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ ОТНОСИТЕЛЬНО ПОДВИЖНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

В последнее время в силу геополитических и экономических причин возникла необходимость расширения видов стартов ракет-носителей. Наиболее выгодно осуществлять пуски ракет в районе земного экватора, в частности из пусковых комплексов, размещенных на находящихся на плаву морских стартовых платформах (СП). Однако ограниченные габариты СП не позволяют размещать оборудование стартового комплекса на достаточном удалении друг от друга, а из-за качки пусковая установка совершает непрерывные движения по всем степеням свободы. Поэтому одной из ключевых задач есть обеспечение безударного старта и минимизации площади воздействия факела двигательной установки на элементы подвижного пускового комплекса при полете ракеты на начальном участке траектории. В работе предложена математическая модель управляемого возмущенного движения ракеты относительно подвижной пусковой установки и модели определения координат находящейся на ракете характерной точки относительно элементов пусковой установки и координат следов струй камер сгорания четырехкамерной двигательной установки на поверхности пускового стола при полете ракеты на начальном участке траектории. Предложенные математические модели учитывают совокупность всех наиболее существенных возмущающих факторов и позволяют осуществлять моделирование возмущенных движений ракеты, находящейся на плаву пусковой установки и определять взаимное положения находящихся на них характерных точек. Предложенные математические модели были использованы при разработке и отработке нового закона управления ракетой, стартующей в условиях морской качки, и в послеполетном анализе пусков ракет «Зенит-3SL», стартующих с морской стартовой платформы.

Ключевые слова: математическая модель, полет ракеты на начальном участке траектории.

В последнее время в силу геополитических и экономических причин возникла необходимость расширения видов стартов существующих ракет-носителей. Наиболее выгодно осуществлять пуски ракет в районе экватора Земного шара, тем самым максимально используя скорость вращения Земли для повышения энергетики. Самым эффективным вариантом переноса космодрома в экваториальную зону является создание пусковых комплексов, размещенных на находящихся на плаву морских платформах (СП), например, созданных при реализации программы «Морской

старт». Очевидно, что габариты СП не позволяют размещать оборудование стартового комплекса на достаточном расстоянии от пусковой установки (ПУ), да и сама ПУ имеет характерные выступающие точки. К тому же СП из-за качки совершает постоянное движение по всем степеням свободы и имеет существенные статические перекосы. Отсюда возникает одна из ключевых задач — обеспечение безударного старта и минимизации площади воздействия факела двигательной установки (ДУ) на элементы подвижного пускового комплекса при полете ракеты на начальном участке траектории.

© Е. А. ДЕГТЯРЕВА, А. В. НОВИКОВ, 2019

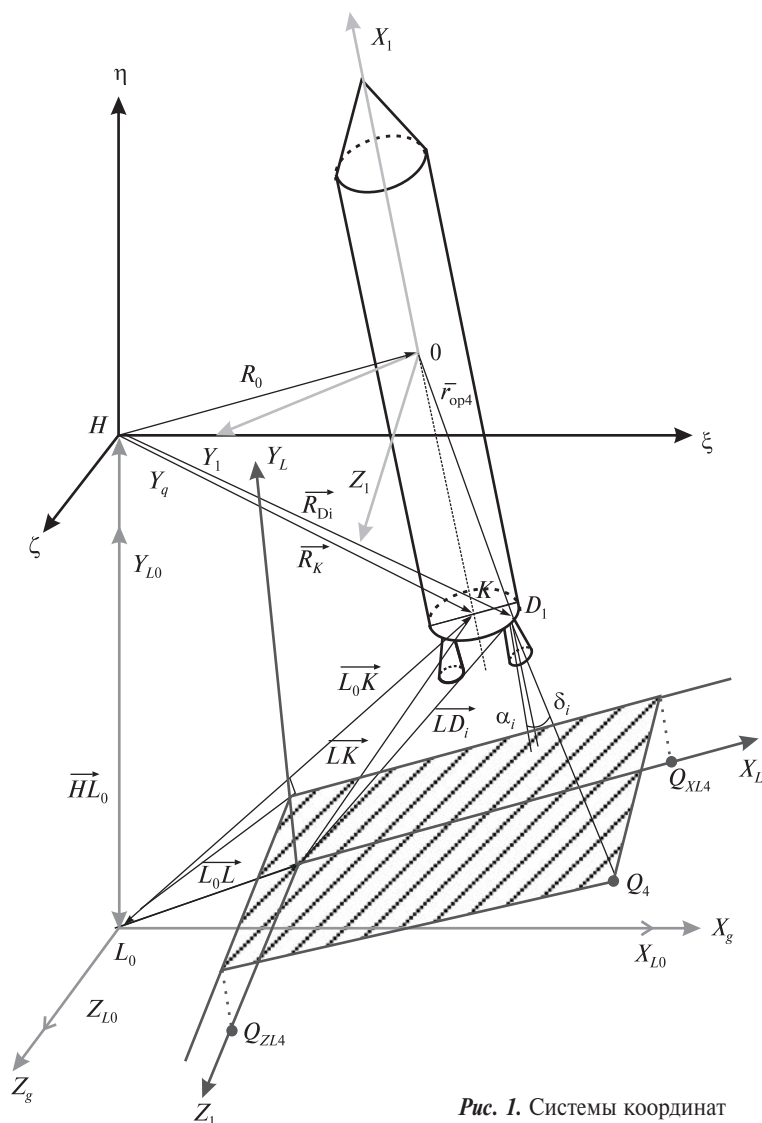


Рис. 1. Системы координат

Для решения этой задачи прежде всего необходимо определиться с объемом известных и неизвестных данных, сформулировать все физические и математические предположения, касающиеся природы объекта управления, и построить его математическую модель [17]. Построение математических моделей изучаемого объекта сопровождается теоретическим обоснованием адекватного отражения этими моделями свойств рассматриваемых процессов и явлений. Отвечающая реальности математическая модель позволяет провести детальное исследование изучаемого объекта и дать надежный прогноз его поведения в различных условиях [9].

В настоящей статье предложены математическая модель управляемого возмущенного движения ракеты относительно подвижной пусковой установки и модели определения координат находящейся на ракете характерной точки относительно элементов ПУ и координат следов факела четырехкамерной ДУ на поверхности пускового стола при полете ракеты на начальном участке траектории.

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

В разработанных математических моделях используются следующие правые прямоугольные системы координат (рис. 1).

1. Система $H_{\xi\eta\zeta}$ — неподвижная система координат (НСК); начало H — номинальное начальное положение центра масс ракеты (при отсутствии качки, статических перекосов и т. п.), ось H_η направлена по местной вертикали, ось H_ξ — вдоль номинального положения продольной оси СП в сторону плоскости I (к корме СП).

2. Система $LX_LY_LZ_L$ — подвижная система координат, связанная с пусковым столом СП (СКПС), начало L — центр ПУ, ось LX_L — направлена вдоль продольной оси СП в сторону плоскости I , к корме СП, ось LY_L — перпендикулярна к верхней палубе СП.

3. Система $L_0X_{L0}Y_{L0}Z_{L0}$ — неподвижная система координат, связанная с пусковым столом (СКПС), СКПС₀ — его начальное номинальное положение, начало L_0 — точка пересечения продольной оси ракеты с плоскостью среза сопел ДУ I ступени при их неотклоненном положении (в номинальном положении совпадает с центром ПУ). Оси L_0X_{L0} , L_0Y_{L0} , L_0Z_{L0} параллельны соответствующим осям НСК H_ξ , H_η , H_ζ .

4. Система $OX_1Y_1Z_1$ — связанная с ракетой система координат (ССК), начало — текущее положение центра масс ракеты, ось OX_1 направлена параллельно продольной оси ракеты к носку, оси OY_1 и OZ_1 направлены в сторону плоскостей стабилизации III и IV соответственно [3].

5. Система $O_6X_6Y_6Z_6$ — базовая система координат (БСК), начало O_6 находится в точке пересечения продольной оси ракеты с плоскостью среза камер сгорания, ось O_6X_6 направлена по продольной оси ракеты к носку, оси O_6Y_6 и O_6Z_6 параллельны соответствующим осям ССК.

Преобразование координат между ССК и НСК осуществляется с помощью формул

$$\begin{aligned}\mathbf{r}_H &= \mathbf{A}_1 \cdot \mathbf{r}_c, \\ \mathbf{r}_c &= \mathbf{A}_1^T \cdot \mathbf{r}_H,\end{aligned}$$

где $\mathbf{r}_H$ и $\mathbf{r}_c$ — векторы положения центра масс ракеты в НСК и ССК соответственно, а матрица

$$\mathbf{A}_1 = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix} \quad (1)$$

имеет компоненты

$$\begin{aligned}a_{11} &= \cos \vartheta \cos \psi, \\ a_{12} &= \cos \vartheta \sin \psi \sin \varphi - \sin \vartheta \cos \varphi,\end{aligned}$$

$$a_{13} = \cos \vartheta \sin \psi \cos \varphi + \sin \vartheta \sin \varphi,$$

$$a_{21} = \sin \vartheta \cos \psi,$$

$$a_{22} = \sin \vartheta \sin \psi \sin \varphi + \cos \vartheta \cos \varphi,$$

$$a_{23} = \sin \vartheta \sin \psi \cos \varphi - \cos \vartheta \sin \varphi,$$

$$a_{31} = -\sin \psi,$$

$$a_{32} = \cos \psi \sin \varphi,$$

$$a_{33} = \cos \psi \cos \varphi.$$

Матрица преобразования ССК — НСК $\mathbf{A}_1$ (последовательность поворотов $\vartheta - \psi - \varphi$), ϑ , ψ , φ — углы тангажа, рысканья и крена (за положительное направление принимается поворот против часовой стрелки, если смотреть с конца оси, вокруг которой осуществляется поворот).

Преобразование координат между НСК и СКПС осуществляется с помощью формул

$$\begin{aligned}\mathbf{r}_H &= \mathbf{C} \cdot \mathbf{r}_L, \\ \mathbf{r}_L &= \mathbf{C}^T \cdot \mathbf{r}_H,\end{aligned}$$

где матрица преобразования

$$\mathbf{C} = \begin{vmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{vmatrix} \quad (2)$$

имеет компоненты

$$c_{11} = \cos \vartheta_L \sin \psi_L,$$

$$c_{12} = \cos \vartheta_L \sin \psi_L \sin \varphi_L - \sin \vartheta_L \cos \varphi_L,$$

$$c_{13} = \cos \vartheta_L \sin \psi_L \cos \varphi_L + \sin \vartheta_L \sin \varphi_L,$$

$$c_{21} = \sin \vartheta_L \cos \psi_L,$$

$$c_{22} = \sin \vartheta_L \sin \psi_L \sin \varphi_L + \cos \vartheta_L \cos \varphi_L,$$

$$c_{23} = \sin \vartheta_L \sin \psi_L \cos \varphi_L - \cos \vartheta_L \sin \varphi_L,$$

$$c_{31} = -\sin \psi_L,$$

$$c_{32} = \cos \psi_L \sin \varphi_L,$$

$$c_{33} = \cos \psi_L \cos \varphi_L.$$

Здесь углы ϑ_L , ψ_L , φ_L поворота СП относительно НСК являются известными функциями времени.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ

Движение твердого тела в атмосфере к настоящему времени достаточно хорошо изучено в большом количестве работ, посвященных динамике ракет [1, 2, 5, 7, 8, 10, 12, 15—19, 21]. Эти работы широко используются на практике в ка-

честве учебных пособий, справочных материалов и рекомендаций разработчикам ракет.

В настоящей статье рассмотрена математическая модель управляемого возмущенного движения ракеты, с учетом конструктивных особенностей, состава возмущающих факторов, особенностей их учета, а также особенностей органов управления. Вместе с тем отличительной особенностью представленной математической модели движения ракеты является введение в нее математической модели движущегося стартового комплекса и определение параметров движения ракеты относительно него.

Одним из основных моментов при разработке математической модели движения ракеты относительно ПУ явилось принятие следующих допущений, упрощающих, схематизирующих реальный процесс:

- конструкция ракеты считается жесткой;
- масса ракеты изменяется в процессе моделирования, но отсутствует жидкое наполнение;
- масса в плоскостях X_1Z_1 и Y_1Z_1 распределена равномерно, т. е. центробежные моменты инерции J_{xz} и J_{yz} считаются пренебрежимо малыми.

В результате была разработана нелинейная пространственная математическая модель управляемого возмущенного движения ракеты, стартовой в условиях движущегося стартового комплекса. Полученная математическая модель состоит из уравнений пространственного движения в СКПС ракеты как твердого тела под воздействием гравитационных и аэродинамических сил и силы тяги ДУ, а также уравнений, описывающих работу системы стабилизации пространственного положения ракеты с учетом ограничений по углам отклонения и по скорости рулевых приводов. При этом модель движения ракеты учитывает технологические погрешности изготовления и монтажа, отклонения от средних значений параметров атмосферы, а также начальные условия по кинематическим параметрам, которые определяются ветром, качкой и квазистатическими перекосами ПУ относительно линии горизонта. В результате получилась достаточно сложная для аналитического представления нелинейная пространственная модель движения ракеты относительно ПУ и определе-

ния контролируемых параметров. Исследования показали, что вследствие ее нестационарности и нелинейности, а также разнородности природы действующих возмущений применение традиционных методов анализа этой модели [17] не дает приемлемых результатов. Наиболее эффективным и дающим конструктивное решение подходом, обеспечивающим необходимую точность и надежность решения задачи, является математическое моделирование на ПЭВМ [20].

Для получения формульной схемы рассматривалась ракета-носитель (РН) класса «Зенит» с учетом ее конструктивных особенностей. Математическая модель движения СП считается известной, определяется разработчиком СП и состоит из уравнений движения центра масс СП и вокруг ее центра масс, содержащих колебательные составляющие. Математическая модель возмущенного движения СП учитывает также такие характеристики, как высота морской волны, направление её подхода к СП, период, частоту и амплитуду колебаний, фазу подхода волны, сдвиги фаз колебаний по отдельным линейным и угловым координатам.

Двигательная установка рассматриваемого класса ракет включает четыре камеры сгорания (КС), установленные между плоскостями стабилизации (рис. 2). Камеры сгорания конструктивно повернуты на угол $\alpha_g \leq 5^\circ$ в радиальном направлении от продольной оси РН.

Проекция радиуса-вектора $\mathbf{r}_{од}$ и точки $\mathbf{r}_{ори}$ приложения тяг КС на оси ССК определяются по формулам

$$\begin{aligned} r_{одx1} &= x_d - x_T, r_{одy1} = y_T, r_{одz1} = z_T, \\ x_d &= C_d \cdot l, \\ r_{орx1i} &= x_{дв} - x_T, i = 1, \dots, 4, \\ r_{орy11} &= -U + y_T + \Delta y_{p1}, \\ r_{орz11} &= -U + z_T + \Delta z_{p1}, \\ r_{орy12} &= U + y_T + \Delta y_{p2}, \\ r_{орz12} &= -U + z_T + \Delta z_{p2}, \\ r_{орy13} &= U + y_T + \Delta y_{p3}, \\ r_{орz13} &= U + z_T + \Delta z_{p3}, \\ r_{орy14} &= -U + y_T + \Delta y_{p4}, \\ r_{орz14} &= U + z_T + \Delta z_{p4}, \end{aligned}$$

где C_d — аэродинамический коэффициент центра давления, l — длина корпуса ракеты, $\Delta y_{pi}, \Delta z_{pi}, i = 1, \dots, 4$ — отклонения от номинальных значений координат точки приложения тяг, r_p — смещение оси КС, $X_{дв}$ — точка, полученная пересечением плоскости приложения тяг с осью O_6X_6 , x_T, y_T, z_T — координаты центра масс ракеты в БСК, U — координаты точки крепления i -й КС ($D_i, i = 1, \dots, 4$) в плоскости приложения тяг $U_{xi} = U_{yi} = U$ (рис. 2).

Изменение положения центра масс ракеты относительно его начального положения в проекциях на оси ССК (3) и изменение углового положения ракеты относительно центра масс (4) описываются следующими широко известными уравнениями [4, 5]:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{x1} &= \frac{F_{x1}}{m} + V_{y1}\omega_{z1} - V_{z1}\omega_{y1}, \\ \dot{V}_{y1} &= \frac{F_{y1}}{m} + V_{z1}\omega_{x1} - V_{x1}\omega_{z1}, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_{z1} &= \frac{F_{z1}}{m} + V_{x1}\omega_{y1} - V_{y1}\omega_{x1}; \\ \dot{\xi} &= a_{11}V_{x1} + a_{12}V_{y1} + a_{13}V_{z1}, \\ \dot{\eta} &= a_{21}V_{x1} + a_{22}V_{y1} + a_{23}V_{z1}, \\ \dot{\zeta} &= a_{31}V_{x1} + a_{32}V_{y1} + a_{33}V_{z1}; \\ \dot{\omega}_{x1} &= \frac{M_{x1} - (I_{z1} - I_{y1})\omega_{y1}\omega_{z1}}{I_{x1}}, \\ \dot{\omega}_{y1} &= \frac{M_{y1} - (I_{x1} - I_{z1})\omega_{z1}\omega_{x1}}{I_{y1}}, \\ \dot{\omega}_{z1} &= \frac{M_{z1} - (I_{y1} - I_{x1})\omega_{x1}\omega_{y1}}{I_{z1}}, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\dot{\Theta} = (\omega_{z1} \cos \varphi - \omega_{y1} \sin \varphi) / \cos \psi,$$

$$\dot{\Psi} = \omega_{y1} \cos \varphi - \omega_{z1} \sin \varphi,$$

$$\dot{\Phi} = \omega_{x1} + \dot{\Theta} \sin \psi,$$

где V_{x1}, V_{y1}, V_{z1} — проекции вектора скорости центра масс ракеты на оси ССК, ξ, η, ζ — проекции радиуса-вектора R_0 центра масс ракеты на оси НСК, F_{x1}, F_{y1}, F_{z1} — проекции вектора равнодействующей сил F , действующих на ракету, на оси ССК, $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ — проекции вектора угловой скорости ракеты на оси ССК, M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} —

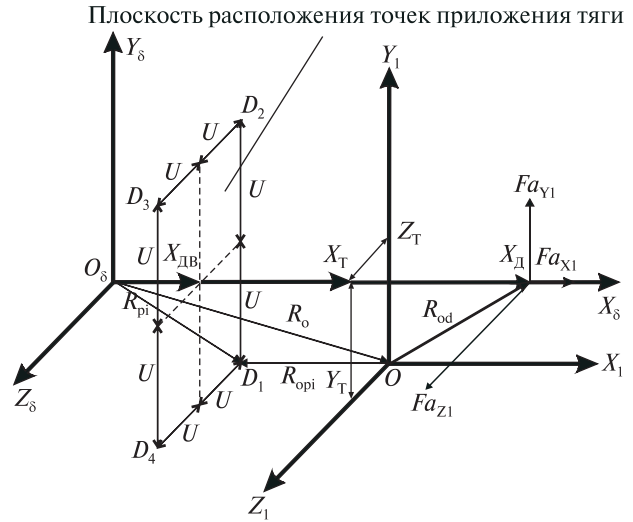


Рис. 2. Точки приложения тяги и аэродинамических сил

проекции вектора момента M от равнодействующей сил, действующих на ракету, на оси ССК, I_{x1}, I_{y1}, I_{z1} — проекции тензора инерции относительно осей ССК, ϑ, ψ, φ (рад) — углы тангажа, рыскания и крена соответственно.

Векторы равнодействующей силы F и момента M от нее определяются величиной и направлением тяг КС ДУ I ступени, гравитационной и аэродинамическими силами и положением их точек приложения в БСК:

$$F = F_p + F_a + G_1,$$

$$M = M_p + M_a,$$

где G — вектор силы тяжести, F_p, M_p — сила и момент от тяги двигателя, F_a, M_a — аэродинамические сила и момент.

Управляющие силы и моменты создаются отклонением КС ДУ I ступени в процессе работы системы стабилизации ракеты.

При моделировании входной информацией для работы алгоритмов стабилизации используются отклонения $\Delta\vartheta, \Delta\psi, \Delta\varphi$, являющиеся разностями между фактическими углами ϑ, ψ, φ и их программными значениями: $\vartheta_{np} \approx 90^\circ$, $\psi_{np} = 0^\circ$, $\varphi_{np} = 0^\circ$, угловые скорости $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ и линейные скорости V_{y1}, V_{z1} , являющиеся результатом интегрирования уравнений возмущенного движения (4), (3).

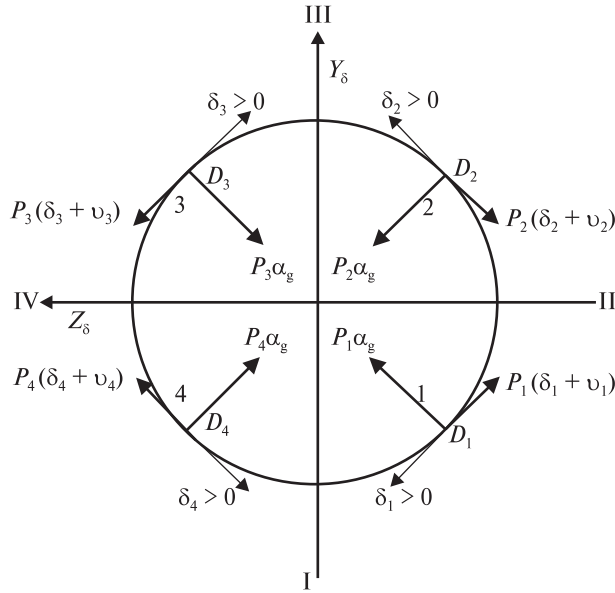


Рис. 3. Схема размещения КС относительно плоскостей стабилизации РН, положительное направление отклонения КС и действия сил тяги от КС

С учетом динамики приводов углы поворота КС относительно своих осей вращения определяются уравнениями

$$\begin{aligned} T_{\text{рп}} \dot{\delta}_1 + \delta_1 &= \delta_9 + \delta_\psi - \delta_\varphi, \\ T_{\text{рп}} \dot{\delta}_2 + \delta_2 &= -\delta_9 + \delta_\psi + \delta_\varphi, \\ T_{\text{рп}} \dot{\delta}_3 + \delta_3 &= -\delta_9 - \delta_\psi - \delta_\varphi, \\ T_{\text{рп}} \dot{\delta}_4 + \delta_4 &= \delta_9 - \delta_\psi + \delta_\varphi, \end{aligned}$$

где $T_{\text{рп}}$ — постоянная времени привода, δ_i — углы поворота КС. Положительные значения углов поворота КС приняты в соответствии с рис. 3.

Углы и скорости поворота КС ограничены возможностями привода. Ограничения δ_i и $\dot{\delta}_i$ определяются выражениями

$$\begin{aligned} \text{— при } |\dot{\delta}_i| > \dot{\delta}_{\text{max}} \text{ —} \\ \dot{\delta}_i &= \dot{\delta}_{\text{max}} \text{sign}(\dot{\delta}_i), \quad \delta_i = \delta_{i-1} + \dot{\delta}_i \Delta t_n; \end{aligned}$$

$$\text{— при } |\delta_i| > \delta_{\text{max}} \text{ —}$$

$$\dot{\delta}_i = 0, \quad \delta_i = \delta_{\text{max}} \text{sign}(\delta_i),$$

где Δt_n — шаг интегрирования уравнений возмущенного движения, δ_{i-1} — значение угла поворота КС на предыдущем шаге.

Проекция вектора тяги P_i на оси ССК определяются выражениями

$$\begin{aligned} F_{px1} &= P_1 + P_2 + P_3 + P_4, \\ F_{py1} &= \frac{\sqrt{2}}{2} [\alpha_g (P_1 - P_2 - P_3 + P_4) + P_1(\delta_1 + v_1) - \\ &\quad - P_2(\delta_2 + v_2) - P_3(\delta_3 + v_3) + P_4(\delta_4 + v_4)], \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} F_{pz1} &= \frac{\sqrt{2}}{2} [\alpha_g (P_1 + P_2 - P_3 - P_4) - P_1(\delta_1 + v_1) - \\ &\quad - P_2(\delta_2 + v_2) + P_3(\delta_3 + v_3) + P_4(\delta_4 + v_4)], \end{aligned}$$

где P_i ($i = 1, \dots, 4$) — тяга i -й КС, v_i — перекос вектора тяги i -й КС. Принимая во внимание, что $\alpha_g \leq 5^\circ$, считаем $\cos \alpha_g \approx 1$, $\sin \alpha_g \approx 0$.

Моменты сил вокруг осей ССК, возникающие при повороте КС, определяются по формулам

$$\begin{aligned} M_{px1} &= \sqrt{2} \cdot U \cdot [P_1(\delta_1 + v_1) - P_2(\delta_2 + v_2) + \\ &\quad + P_3(\delta_3 + v_3) - P_4(\delta_4 + v_4)] + \\ &\quad + \frac{\sqrt{2}}{2} \cdot \{P_1 \cdot [y_T(\alpha_g - \delta_1 - v_1) - z_T(\alpha_g + \delta_1 + v_1)] + \\ &\quad + P_2 \cdot [y_T(\alpha_g - \delta_2 - v_2) + z_T(\alpha_g + \delta_2 + v_2)] + \\ &\quad + P_3 \cdot [y_T(-\alpha_g + \delta_3 + v_3) + z_T(\alpha_g + \delta_3 + v_3)] + \\ &\quad + P_4 \cdot [y_T(-\alpha_g + \delta_4 + v_4) - z_T(\alpha_g + \delta_4 + v_4)]\}, \quad (6) \\ M_{py1} &= -(x_p - x_T) \cdot F_{pz1} - U \cdot (P_1 + P_2 - P_3 - P_4) + \\ &\quad + z_T \cdot P + (P_1 \cdot \Delta z_{p1} + P_2 \cdot \Delta z_{p2} + P_3 \cdot \Delta z_{p3} + P_4 \cdot \Delta z_{p4}), \\ M_{pz1} &= (x_p - x_T) \cdot F_{py1} - U \cdot (P_1 - P_2 - P_3 + P_4) - \\ &\quad - y_T \cdot P - (P_1 \cdot \Delta y_{p1} + P_2 \cdot \Delta y_{p2} + P_3 \cdot \Delta y_{p3} + P_4 \cdot \Delta y_{p4}). \end{aligned}$$

При определении аэродинамических сил учитывается приземный ветер, модуль и направление которого по отношению к СП определяется формулой [6, 14]:

$$W(h) = W_{10} \left(\frac{h}{10} \right)^{0.1},$$

где W_{10} — скорость ветра на высоте 10 м, $h = h_{\text{СП}} + h(t)$, м — высота центра масс РН над поверхностью воды, $h_{\text{СП}}$ — высота СП.

Проекция скорости ветра на оси ССК определяются выражениями

$$W_{x1} = W(h) [a_{31} \sin \varphi_w - a_{11} \cos \varphi_w],$$

$$W_{y1} = W(h) [a_{32} \sin \varphi_w - a_{12} \cos \varphi_w],$$

$$W_{z1} = W(h) [a_{33} \sin \varphi_w - a_{13} \cos \varphi_w],$$

где $\varphi_w = 0 \dots 180^\circ$ — угол между направлением скорости ветра и продольной осью СП (рис. 4), a_{ij} ($i, j = 1, 2, 3$) — элементы матрицы A_1 .

Проекции вектора поточной скорости V_B на оси ССК и углы атаки α_w и скольжения β_w определяются по формулам

$$\begin{aligned} V_{BX_1} &= W_{x1} - V_{x1}, \\ V_{BY_1} &= W_{y1} - V_{y1}, \\ V_{BZ_1} &= W_{z1} - V_{z1}, \\ \alpha_w &= -\arctg\left(\frac{V_{BY_1}}{V_{BX_1}}\right), \\ \beta_w &= \arctg\left(\frac{V_{BZ_1}}{V_{BX_1}}\right). \end{aligned}$$

Проекции аэродинамических сил и моментов на оси ССК вычисляются по формулам [1, 2, 5, 7, 8, 10, 12, 14—19, 21]:

$$\begin{aligned} F_{ax1} &= -C_x q S, \\ F_{ay1} &= C_y(|\alpha_w|, h) q S \operatorname{sign} \alpha_w, \\ F_{az1} &= -C_z(|\beta_w|, h) q S \operatorname{sign} \beta_w, \\ q &= \frac{1}{2} [\rho(h) + \Delta\rho] (V_{BX_1}^2 + V_{BY_1}^2 + V_{BZ_1}^2), \\ M_{ax1} &= -F_{ay1} z_T + F_{az1} y_T, \\ M_{ay1} &= F_{ax1} z_T + F_{az1} (x_d - x_T), \\ M_{az1} &= F_{ay1} (x_d - x_T) - F_{ax1} y_T, \end{aligned}$$

где C_x, C_y, C_z — аэродинамические коэффициенты продольной, подъемной и нормальной сил, q — скоростной напор, $V_{BX_1}, V_{BY_1}, V_{BZ_1}$ — проекции вектора поточной скорости V_B на оси ССК, $\rho(h)$ — величина плотности атмосферы как функция высоты полета ракеты, $\Delta\rho$ — отклонение плотности атмосферы от номинального значения, h — высота полета ракеты над поверхностью СП, S — площадь миделя, x_d — координата центра давления в БСК.

В НСК сила тяжести G имеет проекции 0, $-G(t)$, 0, где $G(t)$ — текущий вес ракеты.

Проекции силы тяжести на оси ССК равны:

$$G_{x1} = -G(t) a_{21},$$

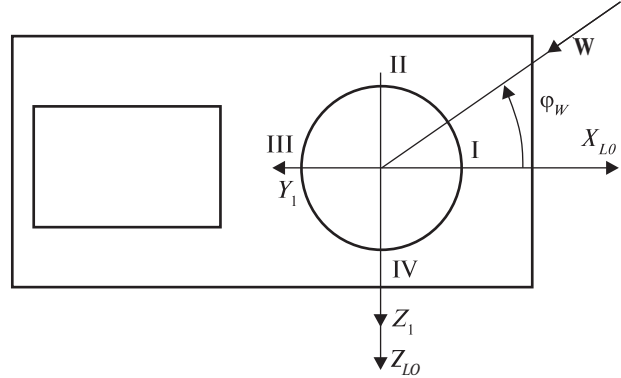


Рис. 4. Схема определения направления действия ветра

$$G_{y1} = -G(t) a_{22},$$

$$G_{z1} = -G(t) a_{23},$$

где a_{ij} — элементы матрицы A_1 .

Таким образом, получена математическая модель движения РН, учитывающая ее конструктивные особенности и специфику действующих на РН возмущающих факторов.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ СТАРТОВОЙ ПЛАТФОРМЫ

Угловые ($\vartheta_L, \psi_L, \varphi_L$) и линейные (x_L, y_L, z_L) перемещения СП относительно НСК являются известными функциями времени и задаются разработчиками СП. Данные уравнения содержат колебательную составляющую относительно квазистатических отклонений:

$$\vartheta_L = B_\vartheta \cos(\omega t + \varphi_0 + \Delta\varphi_\vartheta) + \vartheta_{Lst},$$

$$\psi_L = B_\psi \cos(\omega t + \varphi_0 + \Delta\varphi_\psi), \quad (7)$$

$$\varphi_L = B_\varphi \cos(\omega t + \varphi_0 + \Delta\varphi_\varphi) + \varphi_{Lst};$$

$$x_L = B_x \cos(\omega t + \varphi_0),$$

$$y_L = B_y \cos(\omega t + \varphi_0 + \Delta\varphi_y), \quad (8)$$

$$z_L = B_z \cos(\omega t + \varphi_0 + \Delta\varphi_z),$$

где $\omega = 2\pi/T_p$ — частота колебаний СП, t — текущее время, ϑ_L — поворот СП относительно оси L_0Z_{L0} (килевая качка — tet_L), ψ_L — поворот СП относительно оси L_0Y_{L0} (курсовая качка — ps_L), φ_L — поворот СП относительно оси L_0X_{L0} (бортовая качка — fi_L), $\vartheta_{Lst}, \varphi_{Lst}$ — статические перекосы СП, $B_\vartheta, B_\psi, B_\varphi$ — амплитуды колеба-

ний СП, B_x, B_y, B_z — амплитуды перемещений СП, $\Delta\phi_\theta, \Delta\phi_\psi, \Delta\phi_\phi$ — сдвиги фаз колебаний СП относительно фазы колебаний в направлении оси L_0X_{L0} , $\phi_0 = 0...180^\circ$ — фаза колебаний СП вдоль оси L_0X_{L0} .

Амплитуды угловых и линейных перемещений $B_\theta, B_\psi, B_\phi, B_x, B_y, B_z$, фазовые сдвиги $\Delta\phi_\theta, \Delta\phi_\psi, \Delta\phi_\phi, \Delta\phi_x, \Delta\phi_y, \Delta\phi_z$ и статические перекосы по крену θ_{Lst} и дифференту ϕ_{Lst} являются известными функциями периода и угла подхода волны.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ «ОПАСНОЙ» ТОЧКИ

При анализе безударности ракеты с элементами ПУ в качестве контрольного параметра рассматриваются перемещения «опасных» точек относительно пускового устройства.

В качестве такой обобщающей «опасной» точки рассматривается точка пересечения продольной оси ракеты с плоскостью среза сопел КС ДУ I ступени — точка K на рис. 1. Ее перемещения относительно ПУ равны проекциям вектора $\overline{LK}$ на оси СКПС — LK_{XL} и LK_{ZL} .

Вектор $\overline{LK}$ получается путем векторного сложения:

$$\overline{LK} = \mathbf{R}_0 - \mathbf{R}_L = \mathbf{R}_0 + \overline{OK} - \overline{HL_0} - \overline{L_0L}.$$

Проекции вектора $\mathbf{R}_0(\xi, \eta, \zeta)$ определяются при интегрировании уравнений движения (3).

Вектор $\overline{OK}$ определяет положение «опасной» точки в ССК. Его проекции на оси ССК и НСК равны

$$OK_{x1} = -x_T, OK_{y1} = OK_{z1} = 0,$$

$$OK_\xi = -a_{11}x_T, OK_\eta = -a_{21}x_T, OK_\zeta = -a_{31}x_T,$$

где a_{ij} — элементы матрицы $\mathbf{A}_1$.

Вектор $\overline{HL_0}$ определяет положение точки L_0 в НСК:

$$HL_{0\xi} = 0, HL_{0\eta} = -x_T^*, HL_{0\zeta} = 0,$$

где x_T^* — начальное положение центра тяжести (в момент $t_0 = 0$) в НСК.

Вектор $\overline{L_0L}$ определяет перемещение центра ПУ относительно СКПС₀. Его перемещение в НСК определяется формулами (7):

$$L_0L_\xi = B_\xi \cos(\omega t + \phi_0),$$

$$L_0L_\eta = B_\eta \cos(\omega t + \phi_0 + \Delta\phi_\eta), \quad (9)$$

$$L_0L_\zeta = B_\zeta \cos(\omega t + \phi_0 + \Delta\phi_\zeta),$$

где $B_i = B_j$, $i = \xi, \eta, \zeta$, $j = x, y, z$.

Из (9) следуют выражения для проекций вектора смещения $\overline{LK}$ на оси НСК:

$$LK_\xi = \xi - a_{11}x_T - L_0L_\xi,$$

$$LK_\eta = \eta - a_{21}x_T + x_T^* - L_0L_\eta,$$

$$LK_\zeta = \zeta - a_{31}x_T - L_0L_\zeta$$

и на СКПС:

$$LK_{XL} = LK_\xi \cdot c_{11} + LK_\eta \cdot c_{21} + LK_\zeta \cdot c_{31},$$

$$LK_{YL} = LK_\xi \cdot c_{12} + LK_\eta \cdot c_{22} + LK_\zeta \cdot c_{32}, \quad (10)$$

$$LK_{ZL} = LK_\xi \cdot c_{13} + LK_\eta \cdot c_{23} + LK_\zeta \cdot c_{33},$$

где c_{ij} — элементы матрицы $\mathbf{C}$.

Таким образом, в настоящем разделе представлена последовательность преобразований, необходимых для определения положения «опасной» точки относительно ПУ и получены формулы определения координат «опасной» точки в связанной с подвижной СП системе координат (10). Перемещения $x_{от} = LK_{XL}$ и $z_{от} = LK_{ZL}$ используются при оценке безударности старта ракеты.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СЛЕДОВ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЯ НА ПОВЕРХНОСТИ СТАРТОВОЙ ПЛАТФОРМЫ

Под следом струи i -й КС ДУ I ступени понимается точка пересечения оси i -й КС с плоскостью LX_LZ_L СКПС (или параллельной ей и отстоящей от нее на некоторое расстояние). Координаты следов струй определяются аналогично координатам «опасной» точки в следующей последовательности.

1. Определяются координаты точек пересечения геометрических осей КС и осей вращения КС в ССК, т. е. $r_{opxli}, r_{opyli}, r_{opzli}$.

2. Определяются проекции P_{Ki} ($K = x_1, y_1, z_1$) единичных векторов осей КС ($\mathbf{P}_i^0$) в ССК:

$$P_{xli}^0 = \frac{-P_{xli}}{P_i}, P_{yli}^0 = \frac{-P_{yli}}{P_i}, P_{zli}^0 = \frac{-P_{zli}}{P_i},$$

где P_i — проекции векторов тяги i -й КС двигателя на оси ССК.

3. Определяются координаты точек D_i в СКПС (рис. 1)

$$\overline{LD_i} = \mathbf{R}_0 + \overline{OD_i} - \overline{HL_0} - \overline{L_0L},$$

где $\overline{OD_i} = \mathbf{r}_{opi}$:

$$\begin{aligned} LD_{\xi j} &= \xi + r_{opxli} a_{11} + r_{opyli} a_{12} + r_{opzli} a_{13} - L_0 L_{\xi}, \\ LD_{\eta i} &= \eta + r_{opxli} a_{21} + r_{opyli} a_{22} + r_{opzli} a_{23} - L_0 L_{\eta} + x_T^*, \\ LD_{\zeta i} &= \zeta + r_{opxli} a_{31} + r_{opyli} a_{32} + r_{opzli} a_{33} - L_0 L_{\zeta}, \\ LD_{xLi} &= LD_{\xi j} c_{11} + LD_{\eta i} c_{21} + LD_{\zeta i} c_{31}, \\ LD_{yLi} &= LD_{\xi j} c_{12} + LD_{\eta i} c_{22} + LD_{\zeta i} c_{32}, \\ LD_{zLi} &= LD_{\xi j} c_{13} + LD_{\eta i} c_{23} + LD_{\zeta i} c_{33}. \end{aligned}$$

4. Определяются проекции векторов $\mathbf{P}_i^0$ в СКПС:

$$\begin{aligned} P_{\xi j}^0 &= P_{xli}^0 a_{11} + P_{yli}^0 a_{12} + P_{zli}^0 a_{13}, \\ P_{\eta i}^0 &= P_{xli}^0 a_{21} + P_{yli}^0 a_{22} + P_{zli}^0 a_{23}, \\ P_{\zeta i}^0 &= P_{xli}^0 a_{31} + P_{yli}^0 a_{32} + P_{zli}^0 a_{33}, \\ P_{xLi}^0 &= P_{\xi j}^0 c_{11} + P_{\eta i}^0 c_{21} + P_{\zeta i}^0 c_{31}, \\ P_{yLi}^0 &= P_{\xi j}^0 c_{12} + P_{\eta i}^0 c_{22} + P_{\zeta i}^0 c_{32}, \\ P_{zLi}^0 &= P_{\xi j}^0 c_{13} + P_{\eta i}^0 c_{23} + P_{\zeta i}^0 c_{33}. \end{aligned}$$

5. Определяются точки пересечения осей КС с поверхностью СП:

$$\begin{aligned} D &= -h, \kappa = (LD_{yLi} - h_n) / P_{yLi}^0, \\ Q_{xLi} &= LD_{xLi} - P_{xLi}^0 \kappa, \\ Q_{yLi} &= LD_{yLi} - P_{yLi}^0 \rho = h, \\ Q_{zLi} &= LD_{zLi} - P_{zLi}^0 \kappa. \end{aligned} \quad (11)$$

Таким образом, приведенная последовательность преобразований для определения координат следов струй от КС ДУ1 на движущейся СП позволяет получить формулы определения этих координат в СКПС.

ЛИНЕАРИЗАЦИЯ УРАВНЕНИЙ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ

Полученная математическая модель пространственного движения ракеты на начальном участке полета является довольно сложной, что практически исключает возможность ее использования при аналитическом исследовании и синтезе

законов управления движением ракеты. Для аналитического анализа динамики старта ракеты с подвижного основания необходима более простая линеаризованная модель возмущенного движения ракеты. Основанием для упрощения является небольшая протяженность начального участка движения — до высоты подъема порядка 200 м и, вследствие этого, возможность принятия следующих допущений:

— в полете на рассматриваемом участке траектории нет изменений массы ракеты, ее моментов инерции и координат центра масс;

— общая задача пространственного управления представляется в виде независимых задач движения в плоскостях тангажа, рыскания и крена [5];

— угол атаки и отклонения от программных значений углов тангажа, рыскания и крена предполагаются малыми, т. е. имеют место аппроксимации [3]:

$$C_n(\alpha, M) \approx C_n^\alpha(M) \cdot \alpha,$$

$$C_y(\alpha, M) \approx C_y^\alpha(M) \cdot \alpha,$$

$$\sin x \approx x, \cos x \approx 1, x = \Delta\vartheta, \Delta\psi, \Delta\varphi;$$

$$\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_{пр}, \Delta\psi = \psi, \Delta\varphi = \varphi.$$

После упрощений получим системы линейных уравнений движения РН в НСК [11]:

$$\begin{cases} \ddot{y} = a'_{yy} \dot{y} + a_{y\vartheta} \vartheta + a_{y\delta} \delta_{\vartheta} + a'_{yy} W_y + \bar{F}_y, \\ \ddot{z} = a'_{zz} \dot{z} + a_{z\psi} \psi + a_{z\delta} \delta_{\psi} - a'_{zz} W_z + \bar{F}_z, \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \ddot{\psi} = a'_{\psi z} \dot{z} + a_{\psi\psi} \psi + a_{\psi\delta} \delta_{\psi} - a'_{\psi z} W_z + \bar{M}_{\psi}, \\ \ddot{\vartheta} = a'_{\vartheta y} \dot{y} + a_{\vartheta\vartheta} \vartheta + a_{\vartheta\delta} \delta_{\vartheta} + a'_{\vartheta y} W_y + \bar{M}_{\vartheta}, \\ \ddot{\varphi} = a_{\varphi\delta} \delta_{\varphi} + \bar{M}_{\varphi}, \end{cases} \quad (13)$$

$$a'_{zz} = a'_{yy} = -\frac{C_y^\alpha q S}{m V},$$

$$a_{z\psi} = -a_{y\vartheta} = -\frac{P + C_{ya}^\alpha q S}{m},$$

$$a_{z\delta} = -a_{y\delta} = -\frac{P_y}{m},$$

$$a_{\psi\delta} = -a_{\vartheta\delta} = -\frac{P_y (x_T - x_{дв})}{I_z}, \quad P_y = P \cos(45^\circ),$$

$$a_{\psi\psi} = a_{\vartheta\vartheta} = -\frac{C_y^\alpha q S (x_T - x_d)}{I_z},$$

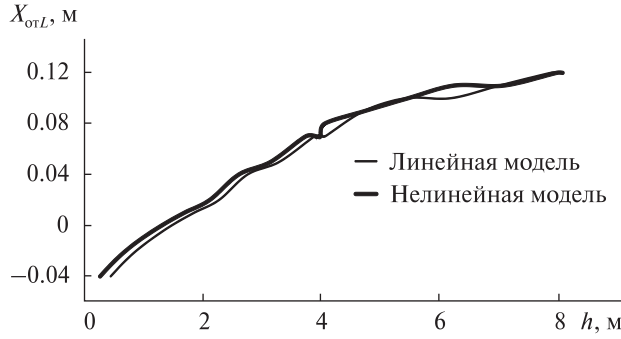


Рис. 5. Изменение по высоте полета РН координаты x_{OTL}

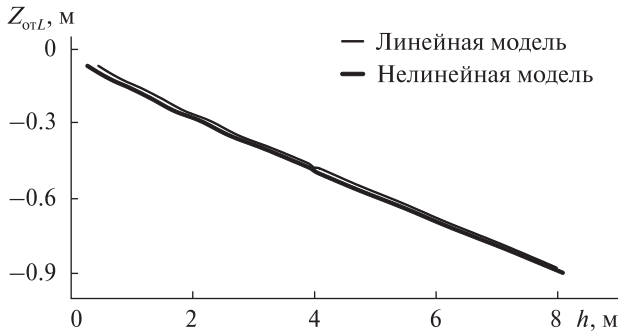


Рис. 6. Изменение по высоте полета РН координаты z_{OTL}

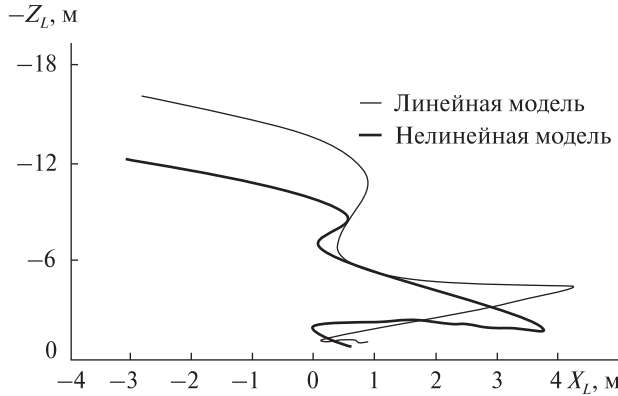


Рис. 7. Траектории следов струй от КС1 ДУ на поверхности СП

$$a'_{\psi z} = -a'_{\vartheta y} = -\frac{C_y^\alpha q S(x_t - x_d)}{I_z V},$$

$$a_{\varphi \delta} = -\frac{Pr}{I_x},$$

$$\bar{F}_y = \frac{F_{\Sigma y}}{m}, \bar{M}_\vartheta = \frac{M_{\Sigma \vartheta}}{I_y},$$

$$\bar{F}_z = \frac{F_{\Sigma z}}{m}, \bar{M}_\psi = \frac{M_{\Sigma \psi}}{I_z}, \bar{M}_\varphi = \frac{M_{\Sigma \varphi}}{I_x},$$

где x, y, z — координаты центра масс РН в программно-связанной системе координат (ПССК), которая в номинальном движении совпадает с ССК и отличается от нее на величину ошибок стабилизации при возмущенном движении; $\delta_\vartheta, \delta_\psi, \delta_\varphi$ — командные сигналы на приводы управляющих органов по тангажу, рысканию и крену; W_z, W_y , м/с — проекции скорости ветра на оси ПССК; $\bar{F}_z, \bar{M}_\psi, \bar{F}_y, \bar{M}_\vartheta, \bar{M}_\varphi$ (1/с²) — приведенные значения возмущающих сил и моментов от погрешностей изготовления и монтажа РН, действующих в канале рыскания, тангажа и крена соответственно; m — масса РН; $C_y^\alpha, C_{ya}^\alpha$ (1/град) — производные коэффициента нормальной и подъемной сил по углу атаки; V — скорость РН в НСК.

Линейные уравнения координат «опасной» точки в СКПС имеют вид

$$\begin{cases} x_{OTL} = \xi + \vartheta_L \eta - \psi_L \zeta + x_t (\Delta \vartheta - \vartheta_L) + \vartheta_L x_t^* - x_L - \vartheta_L y_L + \psi_L z_L, \\ y_{OTL} = \eta - \vartheta_L \xi + \varphi_L \zeta - x_t + x_t^* - y_L + \vartheta_L x_L - \varphi_L \cdot z_L, \\ z_{OTL} = \zeta - \varphi_L \eta + \psi_L \xi + x_t (\Delta \psi + \varphi_L) - \varphi_L x_t^* - z_L + \varphi_L y_L - \psi_L x_L, \end{cases} \quad (14)$$

где $\Delta \vartheta = \vartheta - \vartheta_{\text{пр}}$, $\Delta \psi = \psi$, $\vartheta_{\text{пр}}$, $\psi_{\text{пр}}$ — программные значения углов тангажа и рыскания; x_t^* — координата центра масс РН в начальный момент времени. Координаты x_L, y_L, z_L и углы $\vartheta_L, \psi_L, \varphi_L$ определяются формулами (7), (8).

Линейные уравнения координат следов струй ДУ на поверхности СП в СКПС имеют вид

$$\begin{aligned} \xi_{\text{СЛЛ}1,4} &= \xi + \eta_1 \Delta \vartheta + (\delta_{1,4} + v_{1,4} + \alpha_g) \cdot \eta_2 \cos 45^\circ - \\ &\quad - \psi_L \zeta + (U_{z1,4}^* (\Delta \varphi - \psi_L) - U_{y1,4}^* - x_L), \\ \xi_{\text{СЛЛ}2,3} &= \xi + \eta_1 \Delta \vartheta - (\delta_{2,3} + v_{2,3} + \alpha_g) \eta_2 \cos 45^\circ - \\ &\quad - \psi_L \zeta + (U_{z2,3}^* (\Delta \varphi - \psi_L) - U_{y2,3}^* - x_L), \quad (15) \\ \xi_{\text{СЛЛ}1,2} &= \xi + \eta_1 \Delta \psi - (\delta_{1,2} + v_{1,2} + \alpha_g) \eta_2 \cos 45^\circ + \\ &\quad + \psi_L \xi + (U_{y1,2}^* (\Delta \varphi - \psi_L) + U_{z1,2}^* - z_L), \\ \xi_{\text{СЛЛ}3,4} &= \xi + \eta_1 \Delta \psi + (\delta_{3,4} + v_{3,4} + \alpha_g) \eta_2 \cos 45^\circ + \\ &\quad + \psi_L \xi + (U_{y3,4}^* (\Delta \varphi - \psi_L) + U_{z3,4}^* - z_L), \end{aligned}$$

где

$$\Delta \varphi = \varphi, \eta_1 = (\eta - y_L), \eta_2 = \eta_1 + U_{xi}^*, U_{xi}^* = U_{xi} - x_t, U_{yi}^* = U_{yi} + y_{pi} + y_t, U_{zi}^* = U_{zi} + z_{pi} + z_t.$$

Значения координат $x_{отL}$ и $z_{отL}$, рассчитанные по полным нелинейным и линеаризованным уравнениям, приведены на рис. 5—7.

Как видно, координаты «опасной» точки $x_{от}$ и $z_{от}$, полученные для нелинейной пространственной и упрощенной линейной моделей движения РН, достаточно близки. Траектории следов струй от КС ДУ на поверхности подвижной СП при использовании линейной модели движения РН имеют одинаковый характер изменения в сравнении с траекториями, полученными по нелинейной пространственной модели. Наибольшая разница между одноименными координатами следов струй нелинейной и упрощенной линейной моделей составляет 4 м.

Следовательно, упрощенную линейную модель движения ракеты на начальном участке полета можно использовать для качественной оценки динамики полета ракеты. Количественную же оценку необходимо проводить по нелинейной пространственной модели движения ракеты путем моделирования на ПЭВМ.

ВЫВОДЫ

Представлены две математические модели движения ракеты относительно ПУ: пространственная нелинейная с учетом полной совокупности возмущающих факторов и упрощенная линейная.

Представленные математические модели позволяют:

1) моделировать пространственное возмущенное управляемое движение ракеты относительно подвижной ПУ. Определять параметры движения ракеты относительно подвижной ПУ и параметры движения подвижной ПУ.

2) определять координаты находящихся на ракете характерных точек относительно подвижной ПУ.

3) определять координаты точек пересечения осей КС с плоскостью подвижного пускового стола.

Представленные математические модели можно использовать для исследований динамики управляемого возмущенного движения ракеты и ее составных частей при старте с подвижной пусковой установки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абагрян К. А., Рапопорт И. М. *Динамика ракет*. Москва: Машиностроение, 1969. 378 с.
2. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. *Баллистика управляемых ракет дальнего действия*. Москва: Наука, 1966. 307 с.
3. *Аэродинамика ракет*: в 2-х кн. Кн. 2. Методы аэродинамического расчета (Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена). Москва: Мир, 1989. 512 с.
4. Бухгольц Н. Н. *Основной курс теоретической механики*: учеб. для вузов. Москва: Наука, 1965. Ч 2. 333 с.
5. Вермишев Ю. К. *Основы управления ракетами*. Москва: Военное изд-во Министерства обороны СССР, 1968. 320 с.
6. *Воздействие ветра на ракеты-носители*. Пер. с англ. В. С. Межина. 1974. 502 с.
7. Герасюта Н. Ф., Новиков А. В., Белецкая Н. Г. *Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования*: учеб. пособ. Днепропетровск, 1998. 366 с.
8. *Динамика ракет* (Под ред. В. П. Мишина). Москва: Машиностроение, 1990. 463 с.
9. Зарубин В. С. *Математическое моделирование в технике*: учеб. для вузов. Москва: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2003. 496 с.
10. Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д. *Ракета как объект управления*: учебник. Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2004. 541 с.
11. Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д. *Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней*: монография (Под ред. акад. С. Н. Конюхова). Днепропетровск: Изд-во Днепропетр. нац. ун-та, 2010. 264 с.
12. Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков М. В., Шептун Ю. Д. *Ракети-носії і космічні ступені ракет як об'єкти керування*. Дніпропетровськ: Вид-во ДНУ, 2007. 562 с.
13. *Инженерный справочник по космической технике* (Под общ. ред. А. В. Солодова). Москва: Воениздат, 1969. 696 с.
14. Киселев С. П. *Физические основы аэродинамики ракет*. Москва: Воениздат, 1976. 111 с.
15. Колесников К. С. *Динамика ракет*: учеб. для вузов. 2-е изд., исправл. и доп. Москва: Машиностроение, 2003. 520 с.
16. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. *Баллистика ракет*. Москва: Машиностроение, 1970. 244 с.
17. Летов А. М. *Динамика полета и управление*. Москва: Наука, 1969. 359 с.
18. Остославский И. В., Стражева И. В. *Динамика полета. Траектории летательных аппаратов*. Москва: Машиностроение, 1969. 500 с.
19. Пугачев В. С., Казаков И. Е., Гладков Д. И. и др. *Системы управления и динамика полета ракет*. Москва: Типография ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1965. 617 с.

20. Тарасик В. П. *Математическое моделирование технических систем*: учеб. для вузов. Мн.: ДизайнПРО, 2004. 640 с.
21. Феодосьев В. И. *Основы техники ракетного полета*: учеб. для вузов. Москва: Наука, 1979. 494 с.

Стаття надійшла до редакції 07.06.2018

REFERENCES

1. Abagryan K. A., Rapoport I. M. (1969). *Rocket Dynamics*. Moscow: Mashinostroyeniye [in Russian].
2. Appazov R. F., Lavrov S. S., Mishin V. P. (1966). *Long-Range Guided Missiles Ballistics*. Moscow: Nauka [in Russian].
3. Hemsh M., J. Nilsen (1989). *Rocket Aerodynamics*: in 2 books. Book 2. Methods of Aerodynamic Analysis. Moscow: Mir [in Russian].
4. Bukhgolts N. N. (1965). *Basic Course of Theoretical (Parts 1-2)*. Part 2: manual for universities. Moscow: Nauka [in Russian].
5. Vermishev Y. K. (1968). *Fundamentals of Rocket Control*. Moscow: Military Publishing House of the USSR Ministry of Defense [in Russian].
6. Mezhin V. S. (Trans) (1974). *Wind Effects on Launch Vehicles*. Leading Department of Scientific—Technical Information № 4. The Advisory Group for Aerospace research and Development of NATO [in Russian].
7. Gerasyuta N. F., Novykov A. V., Beletskaya N. G. (1998). *Flight Dynamics. Basic Tasks of Dynamic Designing*. Dnepropetrovsk: Ministry of Industrial Policy of Ukraine, Yuzhnoye State Design Office. Ministry of Education of Ukraine, Dnepropetrovsk State University. Dnepropetrovsk [in Russian].
8. Mishin V. P. (Eds.) (1990). *Rocket Dynamics*. Moscow: Mashinostroyeniye., 463 p. [in Russian].
9. Zarubin V. S. (2003). *Mathematical Modelling in Engineering*. Moscow: Bauman MGTU Publishing Office [in Russian].
10. Igdalov I. M., Kuchma L. D., Polyakov N. V., Sheptun Y. D. (2004). *Rocket as Control Object*. Dnepropetrovsk: ART-PRESS [in Russian].
11. Igdalov I. M., Kuchma L. D., Polyakov N. V., Sheptun Y. D. (2007). *Launch Vehicles and Space Rocket Stages as Control Objects*. Dnepropetrovsk: DNU Publishing Office [in Ukrainian].
12. Igdalov I. M., Kuchma L. D., Polyakov N. V., Sheptun Y. D. (2010). *Dynamic Designing of Rockets. Tasks of Rockets and their Space Stages Dynamics*. S. N. Konyukhov (Eds). Dnepropetrovsk: Dnepropetrovsk National University Publishing Office [in Russian].
13. Solodov A. V. (Eds.) (1969). *Engineering Guide on Space Hardware*. Moscow: Voenizdat [in Russian].
14. Kiselyov S. P. (1976). *Physical Principles of Rocket Aerodynamics*. Moscow: Voenizdat [in Russian].
15. Kolesnikov K. S. (2003). *Rocket Dynamics*. Moscow: Mashinostroyeniye [in Russian].
16. Lebedev A. A., Gerasyuta N. F. (1970). *Rocket Ballistics*. Moscow: Mashinostroyeniye [in Russian].
17. Letov A. M. (1969). *Flight Dynamics and Control*. Moscow: Nauka [in Russian].
18. Ostoslavsky I. V., Strazheva I. V. (1969). *Flight Dynamics. Flying Vehicles Trajectories*. Moscow: Mashinostroyeniye [in Russian].
19. Pugachyov V. S., Kazakov I. E., Gladkov D. I. (1965). *Rocket Control Systems and Flight Dynamics*. V. S. Pugachyov, N. E. Zhukovsky (Eds). VVIA Printing Office [in Russian].
20. Tarasik V. P. (2004). *Mathematical Modelling of Technical Systems*. Mn.: DesignPRO [in Russian].
21. Feodosyev V. I. (1979). *Principles of Rocket Flight Technique*. Moscow: Nauka [in Russian].

Received 07.06.2018

О. А. Дегтярева, О. В. Новиков

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ РУХУ РАКЕТИ ВІДНОСНО РУХОМОЇ ПУСКОВОЇ УСТАНОВКИ

В останній час через економічні та геополітичні причини виникла необхідність розширення видів стартів ракет-носіїв. Найбільш вигідно здійснювати пуски ракет у районі земного екватора, зокрема із пускових комплексів, розташованих на морських стартових платформах. Проте обмежені габарити стартових платформ не дозволяють розташовувати обладнання стартового комплексу на достатньому віддаленні одне від одного, а через хитавицю пусковий пристрій здійснює безперервні рухи за всіма ступенями свободи. Через це одним з ключових завдань є забезпечення безударного старту та мінімізація площини впливу факелу рушійної установки на елементи рухомого пускового комплексу під час польоту ракети на початковому відрізку траєкторії. У роботі запропоновано математичну модель керованого збуреного руху ракети відносно рухомого пускового пристрою та моделі визначення координат характерної точки на ракеті відносно елементів пускового пристрою і координат слідів струменів від камер згоряння чотирьохкамерної рушійної установки на поверхні пускового столу при польоті ракети на початковому відрізку траєкторії. Запропоновані математичні моделі враховують сукупність усіх найбільш суттєвих збурень та дозволяють здійснювати моделювання збурених рухів ракети і пускового пристрою, що перебуває на плаваючій платформі, а також визначати взаємне положення характерних точок, що на них розташовані. Запропоновані математичні моделі були використані при розробці та опрацюванні нового закону керування ракетою, що стартує в умовах

морської хитавиці, та у післяпольотному аналізі пусків ракет «Зеніт-3SL», що стартували з морської стартової платформи.

Ключові слова: математична модель, політ ракети на початковому відрізку траєкторії.

O. A. Degtiarova, O. V. Novykov

Yangel Pivdenne State Design Office, Dnipro, Ukraine

MATHEMATICAL MODEL OF THE ROCKET MOTION RELATIVE TO MOBILE LAUNCHER

Recently, due to geopolitical and economic reasons, it has become necessary to enhance the types of launches of existing launch vehicles. The rocket launches are most advantageous to carry out in the vicinity of Earth equator. The most effective launches options are provided on launching complexes located on floating sea platforms (LP). But restrained LP dimensions do not allow the deployment of the launching complex equipment at the sufficient distance from each other. Besides, the launcher continuously moves in all degrees of freedom be-

cause of sea rolling. Hence, one of the key tasks is to ensure the collision-free launch and minimize the area of the impact of the propulsion system jet on the elements of the mobile launching complex during rocket flight on the initial segment of a trajectory. Here, we propose the mathematical model of the controlled disturbed motion of a rocket relative to mobile launcher. In addition, we present models for determining the coordinates of characteristic point located on the rocket relative to launcher elements and coordinates of combustion chambers' jet traces on the surface of the launch pad during rocket flight on the initial trajectory leg. The proposed mathematical models take into account the ensemble of all most significant disturbing factors and allow modeling the disturbed motions of the rocket, floating launcher and determining relative positions of characteristic points located on them. These models were used when developing and verifying the new control law for the rocket launched in the conditions of sea rolling and in the post-flight analysis of Zenit-3SL rockets launched from the sea launch platform.

Keywords: mathematical model, rocket flight in the initial trajectory leg.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.03.016>

УДК 534.321.8:551.21

Г. И. Сокол, В. Ю. Котлов

Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепр, Украина

МЕТОД, МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ИЗЛУЧЕНИЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В ПЕРВЫЕ 1.5...4.1 СЕКУНДЫ ПОЛЕТА РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

При старте ракеты космического назначения (РКН) в атмосфере возникают разнообразные по характеру излучения акустические поля. Поэтому необходимо выявить особенности и определить направления исследований акустического излучения при старте РКН на основе известных представлений о генерировании и распространении звуковых волн. Важным является расчет амплитудно-частотной характеристики акустического излучения. Знание частоты излучения акустических волн позволяет применить известные в классической акустике модели длинноволновых и коротковолновых излучений. Это существенный фактор, который дает представления о направленности акустического поля и позволяет упростить расчет величины звукового давления в зависимости от изменения расстояний от источника колебаний до точки, где находится условный наблюдатель. Целью настоящей работы явилось создание нового метода моделирования струи как источника акустических колебаний и разработка методики расчета шума двигательной установки ракеты космического назначения в первые 1.5...4.1 с полета, а также составление алгоритма и программы для расчета акустических характеристик. В основе методики расчета лежит моделирование акустического поля от двигательной установки РКН как объемного источника излучения. Вначале определяется диапазон частот излучения колебаний, для которого применимо такое моделирование. В зависимости от диаметра среза сопла и характерного размера поверхности определяется тип акустического излучателя. В модели объемного сферического излучателя фронт сферической волны представляет собой сферическую поверхность, а звуковые лучи, согласно определению фронта волны, совпадают с радиусами сферы. В результате расхождения волн интенсивность звука убывает с удалением от источника. Предложены модель излучателя акустических колебаний и методика расчета шума двигательной установки РКН в первые 1.5...4.1 с полета, позволяющие определить звуковое давление в окружающей среде. Предлагается представить струю двигателя как объемный акустический источник. Разработаны алгоритм и программа для расчета акустических характеристик на языке программирования Java. По результатам расчетов на основе разработанной программы были получены зависимости звукового давления от частоты на заданных температурных уровнях внешней среды (-32 , 20 и 42 °C). На основе полученных результатов можно сделать вывод, что для всех частот, меньших 225 Гц, уровень звукового давления в точке $r = 18$ м составит величину, меньшую, чем 153 дБ. Например, на частоте 8000 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ. Такое акустическое излучение возможно на участке полета ракеты $1.5...4.1$ с. Изменения температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления. Разработанная методика расчета акустических излучений при старте РКН дает возможность определить величины амплитуд акустического давления, акустические воздействия на корпус ракеты и характер акустических полей. Представлен метод исследований акустического излучения при старте ракет космического назначения на основе определения волнового параметра kR .

Ключевые слова: модель, объемный акустический источник, струя ракетного двигателя, методика расчета, инфразвук, акустические излучения, двигательная установка, звуковое давление, ракета космического назначения.

ВВЕДЕНИЕ

При старте ракеты космического назначения (РКН) в атмосфере возникают разнообразные по характеру акустические поля. Поэтому необходимо выявить особенности и определить направления исследований акустического излучения при старте РКН на основе известных представлений о генерировании и распространении звуковых волн.

Следует провести анализ взаимосвязи характеристик источников акустического излучения, появляющихся в разные моменты времени старта ракеты, с характеристиками акустических полей [11—13, 18]. В проведении исследований важны экспериментальные проверки, разработка программ и методик измерений характеристик акустических колебаний.

Важным является расчет амплитудно-частотной характеристики акустического излучения. Знание частоты излучения акустических волн позволяет применить известные в классической акустике модели длинноволновых и коротковолновых излучений. Это существенный фактор, который дает представления о направленности акустического поля и позволяет упростить расчет величины звукового давления в зависимости от изменения расстояний от источника колебаний до точки, где находится условный наблюдатель.

В работах [20—22] представлены исследования и результаты расчетов акустических полей на инфразвуковых частотах. В работе [23] рассмотрены отдельные частные задачи определения характеристик шумов и рассмотрены аспекты максимальных акустических нагрузок на ракету при старте.

Целью настоящей работы является создание метода моделирования струи как источника акустических колебаний и методики расчета шума двигательной установки ракеты космического назначения в первые 1.5—4.1 с полета, а также составление алгоритма и программы для расчета акустических характеристик.

МОДЕЛЬ ИЗЛУЧАТЕЛЯ

В наших работах [10, 24] было предложено рассматривать двигательную установку (ДУ) ракеты

в качестве объемного источника излучения для первых секунд полета РКН и были предложены методики расчета шума ДУ, которые с помощью расчетов позволяют определить звуковое давление в окружающей среде.

В основе методики расчета лежит моделирование акустического поля от струи ДУ РКН как объемного источника излучения. Физическая модель акустического поля, генерируемого струей ДУ как газогенератором, применяется в первые 1.5...4.1 с полета РКН, когда струя полностью вышла из газохода.

В модели объемного сферического излучателя фронт сферической волны представляет собой сферическую поверхность, а звуковые лучи согласно определению фронта волны, совпадают с радиусами сферы [7, 8, 16]. В результате расхождения волн интенсивность звука убывает с удалением от источника.

Сферичность фронта низкочастотного акустического поля предполагает значительное уменьшение величины звукового давления с расстоянием по гиперболическому закону, что представляет собой значительную величину.

Волновое уравнение для этого случая [4] записывается в виде

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = c_0^2 \left(\frac{\partial^2 p}{\partial r^2} \right) + \frac{2\partial p}{r\partial r},$$

где p — звуковое давление, c_0 — скорость звука в среде, t — время, r — расстояние от центра сферической волны до точки наблюдения. Частное решение этого уравнения для расходящейся волны (распространяющейся в положительном направлении) имеет вид

$$p = \frac{p_i}{r} \exp \left(i\omega \left(t - \frac{r}{c_0} \right) \right) = p_m \exp \left(i\omega \left(t - \frac{r}{c_0} \right) \right),$$

где p_i — амплитуда звукового давления на расстоянии единицы длины от центра сферы, ω — круговая частота, $p_i = p_m / r$, p_m — амплитуда звукового давления на расстоянии единицы длины волны от центра сферы.

Закон убывания интенсивности звука I в сферической волне квадратичный:

$$I = p_m^2 / (2\rho c_0) = I_1 / r^2,$$

где $I_1 = p_i^2 / (\rho c_0)$.

При увеличении параметра kR излучателя (k — волновое число, R — радиус излучающей поверхности) сферическая волна приближается к плоской. Например, для частоты 100 Гц (длина волны $\lambda = 3.4$ м) при расстоянии r от центра источника звука 0.25 м сдвиг фаз получается равным $\varphi = 65^\circ$, а для частоты 5000 Гц ($\lambda = 6.8$ см) при расстоянии $r = 1$ м сдвиг фаз между активной и реактивной составляющими излучения равен $\varphi = 0.5^\circ$.

В работах [14, 15] определен диапазон частот излучения колебаний и волновой параметр kR применительно к конкретной конструкции ракеты-носителя.

За характерный размер излучателя принят радиус среза сопла двигателя. В зависимости от диаметра среза сопла, характерного размера поверхности акустического излучателя, на основе расчета величин волнового параметра kR определялся тип излучателя. Для диаметра сопла 1.5 м и диапазона частот от 31 до 8000 Гц определен волновой размер акустического источника излучения kR .

Параметр $kR = 1$ разграничивает две модели излучения. Из известных соотношений классической акустики известно [4, 7, 8, 16], что при $kR < 1$ фронт акустического излучения сферический, при $kR > 1$ фронт имеет форму плоской волны. Приняв во внимание эти соотношения для приведенных выше конструктивных параметров среза сопла, следует опираться на значение граничной частоты $f_{гр} = 225$ Гц, которая разделяет два вида акустического поля: $f_{гр} < 225$ Гц — фронт акустической волны сферического типа, т. е. источник акустического излучения — монополь. Для $f_{гр} > 225$ Гц — фронт акустической волны плоского типа.

Так как на окружающую среду при работе ДУ РКН действуют вытекающие из сопла газы в виде продуктов сгорания, то можно применить модель акустического излучения от объемного источника.

Такой источник акустического излучения аппроксимируется сферическим излучателем с объемной скоростью. Для расчета акустической мощности W используются известные в акустике соотношения [17]:

$$\text{при } \lambda > d, kR < 1 \quad W = \frac{\pi^3 \rho f^2 N d^4}{16c} v^2, \quad (1)$$

$$\text{при } \lambda < d, kR > 1 \quad W = \frac{\pi \rho_1}{8} v^2. \quad (2)$$

МЕТОДИКА РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЛЯ. АЛГОРИТМ И ПРОГРАММА

В основу расчета акустической мощности струи как объемного излучателя положена теория излучения звука сиреной. Расчет звукового давления в сферическом поле проводился в точке, отстоящей от среза сопла на расстоянии 18 м. Для всех частот акустического излучения объемным излучателем, меньших 225 Гц, значение уровня звукового давления в точке $r = 18$ м не превышает 153 дБ. Например, на частоте 31.5 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ. Для всех частот акустического излучения объемным излучателем, больших 225 Гц, уровень звукового давления составит 153 дБ. Это акустическое излучение распространяется вдоль струи. Звуковое давление увеличивается на частотах 31...250 Гц соответственно увеличению частоты. Максимальное значение уровня звукового давления на частоте, близкой к 250 Гц, составляет 136 дБ.

Подобные зависимости уровня звукового давления от частоты можно наблюдать для всех заданных температур. Изменения температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления.

Учет влияния на движение летального аппарата атмосферного ветра связан в ракетостроении с исследованиями в области динамики ракет. В 1963 г. разработана и введена в действие Методика № 1 (№ 2) задания ветровых воздействий при проектировании ракет [6]. Методика позволила разработать методологию выбора необходимых управляющих усилий. Однако в данной работе не рассматриваются акустические поля, окружающие ракету при старте.

Источники акустических колебаний делятся на два вида: первичные (излучения от работающих агрегатов ракеты) и вторичные (отражение волн от первичных источников) [5].

При обтекании потоком твердого тела цилиндрической формы генерируется звук, получивший в акустике название «эоловы тона», или вихревой звук [1, 9]. Характер обтекания тела несжимаемой жидкостью определяется величиной числа Рейнольдса (Re) [2, 3]. При различных значениях числа Re картина обтекания существенно различная.

Проведем вычисление частотной характеристики акустического поля такого типа. Спектр вихревого звука состоит из сравнительно слабого неразрывного фона (вихревой шум) и одного резкого высокого и острого пика, значительно перекрывающего по своей интенсивности указанный фон. Частота, отвечающая этому пику, была объектом многочисленных исследований [3], основным результатом которых подтверждает формулу, выведенную Струхалем:

$$f = \frac{\chi v}{R},$$

где χ — коэффициент, R — длина обтекаемого цилиндра, v — скорость потока, обтекающего цилиндр. Для ракеты с радиусом корпуса $R = 3$ м и при скоростях воздушного потока, примерно равных 10 и 20 м/с, по формуле Струхала рассчитана частота основного тона. Определено, что частота звука «эоловых тонов» является инфразвуковой и оставляет примерно 1.6...2.4 Гц и 3.2...4.8 Гц соответственно. То есть, при обдувании ветром корпуса ракеты, стоящей на старте, генерируется инфразвуковое акустическое поле.

Физическая модель акустического поля, генерируемого струей ДУ как газогенератором применяется в первые 1.5...4.1 с полета РКН, когда струя полностью вышла из газохода.

Для расчета акустических характеристик разработаны алгоритм и программа. Для расчета уровней звукового давления составлены алгоритм и программа. Составлен алгоритм и написана программа для расчета характеристик инфразвука в зависимости от среднегодовых температур окружающей среды (-32°C , $+20^\circ\text{C}$, $+43^\circ\text{C}$) на частотах от 31.5 до 8000 Гц. Все программы составлены на языке Java [19].

В программе производятся расчеты мощности звука w , интенсивности I (в программе обозначена переменной *intense*) и значения звукового

давления p_m в точке, находящейся на расстоянии r от источника излучения.

В программу заложены следующие исходные данные для расчета:

- n — количество сопел (в программе $n = 1$),
- d — диаметр сопла на срезе ($d = 1.51$ мм),
- v — максимальная скорость газа в отверстиях ($v = 2624.6$ м/с),
- r — расстояние от источника излучения ($r = 18.248$ м)
- f_{req} — частота инфразвука ($f_{req} = 0$ Гц).

В отдельном массиве *temperatureMap* записаны значения скорости звука в газе c и плотности газа ρ для обозначенных выше температур.

Программа состоит из двух вложенных циклов. Внешний цикл создает таблицу, в которую впоследствии будут записываться полученные в результате расчета данные для среднегодовых температур с каждым изменением частоты на заданный шаг.

Изменение частоты производит внутренний цикл, постепенно увеличивая шаг с увеличением ее значения. Например, в диапазоне частот от 65 до 125 Гц шаг составляет 5 Гц, а при диапазоне частот больше 500 Гц шаг составляет 500 Гц. Эти значения при необходимости можно изменять, тем самым настраивая необходимую точность данных. Цикл сразу увеличивает значение частоты на 0.5 Гц.

Далее вычисляется длина волны λ по формуле

$$\lambda = c / f.$$

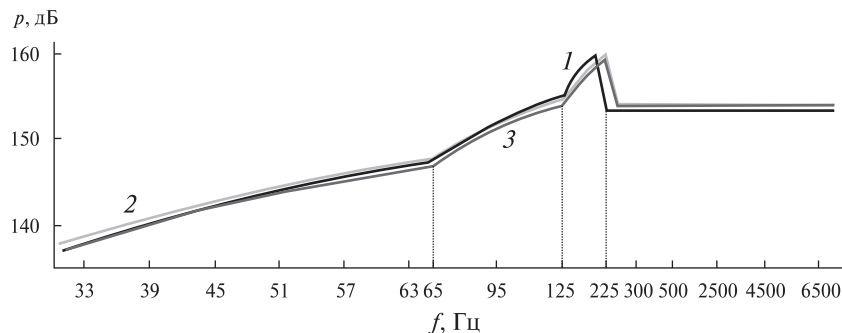
Получив промежуточный результат, программа сравнивает значение длины волны λ с диаметром сопла d :

- если $\lambda < d$, дальнейшие расчеты мощности W производятся по формуле (2),
- если $\lambda > d$, расчет проводится по формуле (1).

Полученные в результате расчета значения мощности звука W помогают вычислить значение интенсивности звука *intense*:

$$I = \frac{W}{4\pi r^2}.$$

Далее программа производит расчет звукового давления в точке излучения и на расстоянии r от источника излучения. В программе эти значения заданы переменными pPa и $pPaR$ соответственно.



Графики зависимости звукового давления от частоты при заданных температурах $t = 32\text{ }^{\circ}\text{C}$ (кривая 1), $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ (кривая 2), $+43\text{ }^{\circ}\text{C}$ (кривая 3). (Для экономии места цена шкалы частот изменяется скачкообразно)

Формулы для расчета имеют следующий вид:

- в точке излучения $p_{mPa} = \sqrt{I \cdot \rho c}$,
- на расстоянии r от источника излучения $p_{mPa} = \sqrt{I \cdot \rho c} / r$.

Полученные в паскалях величины нужно перевести в децибелы. Используем уравнение децибел для амплитуд, чтобы получить необходимую размерность звукового давления. Для расчета также установлена постоянная давления, в программе обозначенная как константа BN_1 . Итоговая формула вычисления выглядит следующим образом:

$$p_{mDb} = 20 \lg(p_{mPa} / BN_1).$$

Далее все полученные в текущей итерации цикла значения записываются в таблицу, подготовленную заранее внешним циклом.

После этого внутренний цикл возвращается на свое начало, сравнивает по условию текущее значение частоты с заданными в программе и будет считать до тех пор, пока значение частоты не станет равным 8000 Гц. После этого цикл завершит свою работу и закончит работу программы, закрыв соединение с таблицей для записи данных.

ДАННЫЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА

По результатам расчетов на основе разработанной программы были получены зависимости звукового давления p от частоты f на заданных температурных уровнях ($-32\text{ }^{\circ}\text{C}$, $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ и $42\text{ }^{\circ}\text{C}$), представленные в таблице и на рисунке.

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Согласно конструктивным данным диаметр d среза сопла равен 1.51 м. Тогда для всех излучае-

мых акустических волн, длина волны λ которых меньше 1.51 м, рассчитываем акустическую мощность по формуле (2), а если частота f излучаемых акустических колебаний не превышает 225.17 Гц, то по формуле (1).

Данные расчетов показали, что значение уровня звукового давления на частоте примерно 250 Гц составляет 150...155 дБ. Звуковое давление возрастает от низких частот к высоким в диапазоне частот, ниже 250 Гц. Мощность звука на частоте излучения 31.5 Гц приблизительно будет равна 0.3 ГВт при уровне звукового давления 137 дБ. А при частотах около 250 Гц мощность звука составит примерно 28 ГВт, а уровень звукового давления будет равен 153 дБ.

Подобные зависимости уровня звукового давления от частоты можно наблюдать для всех заданных температур. Изменения температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления.

Зависимость звукового давления от частоты при заданных температурах

$f, \text{ Гц}$	$p, \text{ дБ}$		
	$t = +43\text{ }^{\circ}\text{C}$	$t = +20\text{ }^{\circ}\text{C}$	$t = -32\text{ }^{\circ}\text{C}$
31.5	136.96	133.7	134.55
63	147.07	144.14	144.9
125	155.15	152.59	153.25
250	153.62	152.52	152.76
500	153.62	152.52	152.76
1000	153.62	152.52	152.76
2000	153.62	152.52	152.76
4000	153.62	152.52	152.76
8000	153.62	152.52	152.76

Анализируя полученные результаты можно сделать вывод, что для всех частот акустического излучения объемным излучателем меньших 225 Гц, величина уровня звукового давления в точке $r = 18$ м составит величину, меньшую чем 153 дБ. Например, на частоте 8000 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ. Такое акустическое излучение возможно на участке полета ракеты 1.5...4.1 с.

ВЫВОДЫ

1. Предложена новая модель акустического поля от двигательной установки РКН как объемного источника излучения в первые 1.5...4.1 секунды полета. При этом для имеющихся конструктивных данных ДУ РКН и рассчитанного волнового параметра следует опираться на значение граничной частоты $f_{гр} = 225$ Гц, которая разделяет два вида акустического поля: $f_{гр} < 225$ Гц — фронт акустической волны сферического типа, $f_{гр} > 225$ Гц — фронт акустической волны плоского типа. Для всех частот акустического излучения объемным излучателем меньших 225 Гц, значение уровня звукового давления в точке $r = 18$ м не превысит 153 дБ. Например, на частоте 31.5 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ (расчеты по частотному диапазону приведены в тексте).

2. Разработана методика расчета характеристик акустических излучений при старте РКН, которая дает возможность определить величины амплитуд акустического давления, акустические воздействия на корпус ракеты и характер акустических полей.

3. Представлен метод исследований акустического излучения при старте ракет космического назначения, основанный на определении величины волнового параметра kR акустического источника.

4. Для расчета акустических характеристик разработаны алгоритм и программа на языке Java.

5. Данные расчетов показали, что значение уровня звукового давления на частоте примерно 250 Гц составляет 150...155 дБ. Изучение зависимости звукового давления от частоты при заданных температурных уровнях внешней среды $t = -32, 20$ и 42 °C показало, что изменения

температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления.

6. Акустическое излучение на участке полета ракеты 0...1.5 с требует уточнения из-за того, что струя полностью или частично заглублена во внутреннюю полость газохода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баженов Д. В. *К механизму излучения звука потоком в случае золотых тонов*. Сб. тр. 9-й Всемирной акустической конф. Москва, 1977. С. 53—56.
2. Бейгель М. З., Зеликман Н. Х., Иванов В. В., Портной Ю. В., Степанов Б. Н. О передаче низкочастотного звукового давления при разных числах Рейнольдса. *Акустический журнал*. 1979. Вып. 25, № 6. С. 924—926.
3. Блохинцев Д. И. Вихревой звук. *ЖТФ*. 1945. 15. С. 1—2.
4. Гринченко В. Т., Вовк И. В., Маципура В. Т. *Основы акустики*. Київ: Наук. думка, 2007. 640 с.
5. *Дослідження акустичних джерел випромінювання, їх поля та методи розрахунків їх характеристик при старті РКП*. Звіт про наукову роботу за Договором № 792 від 31.03.2017. Дніпро, 2017. 150 с.
6. *Методика № 1 (№ 2) задания ветровых воздействий при проектировании ракет*. Москва: НИИ-88, 1963. 20 с.
7. Ржевкин С. Н. *Курс лекций по теории звука*. Москва: МГУ, 1960. 261 с.
8. Сапожков М. А. *Электроакустика*. Москва: Связь, 1978. 272 с.
9. Сокол Г. И. *Особенности акустических процессов в инфразвуковом диапазоне частот*. Днепропетровск: Промінь, 2000. 136 с.
10. Сокол Г. И., Котлов В. Ю. *Двигательная установка (ДУ) ракеты космического назначения (РКН) как объемный источник излучения в первые секунды полета. Алгоритм для расчета характеристик акустического поля*. Акустический Симпозиум «Консонанс 2017»: Тез. докл. (2-3 октября 2017 Киев). Киев, 2017. С. 25.
11. Сокол Г. И., Мироненко Е. С. *Шумы от двигателей при запусках ракетополетов космического назначения*. XIX Міжнар. молодіжна наук.-практична конф. «Людина і космос»: Зб. тез. Дніпро, 2017. С. 14.
12. Сокол Г. И., Мироненко Е. С. *Экологические аспекты в изучении пульсирующих двигателей*. XII міжнарод. конф. «Дни науки». Praha Publishing House «Education and Science», 2017. Vol. 10. С. 8—12. ISBN 978-966-8736-05-6. — 224029.
13. Сокол Г. И., Мироненко Е. С. *Энергетические воздействия шумов ракетных двигателей при старте ракет*. Матер. V міжнар. наук.-практичної конф. «Сучасний стан та проблеми розвитку статистики, обліку та аудиту в умовах глобалізації та енергозбереження» (4—5 квітня 2017 Дніпро). Дніпро, 2017. Т. 2. С. 135—138.

14. Сокол Г. І. та ін. *Дослідження акустичних джерел випромінювання, їх поля та методи розрахунків їх характеристик при старті РКП*. Звіт про науково-дослідну роботу за Договором № 792 від 31.03.2017. Дніпро, 2017. 150 с.
 15. Сокол Г. І. та ін. *Перерахунок результатів вимірювань на моделях на натурний об'єкт*. Звіт про науково-дослідну роботу за Договором № 820 від 26.06.2018. Дніпро, 2018. 72 с.
 16. Тюлин В. Н. *Введение в теорию излучения и рассеяния звука*. Москва: Наука, 1976. 253 с.
 17. *Ультразвук: Малая энциклопедия*. Москва: Наука, 1983. 400 с.
 18. Фролов В. П., Сокол Г. І. *Акустические излучения при старте ракет космического назначения в первые секунды полета*. 6-я междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докладов (23—26 мая 2017 Днепр). Днепр: ДП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля», 2017. С. 37.
 19. Шилдт Г. *Java 8. Полное руководство* (9-е изд.): Пер. с англ. Москва: ООО «И. Д. Вильямс», 2015. 1376 с.
 20. Bedard A. J., Georges T. M. Atmospheric infrasound. *Physics Today*. March 2000. P. 32—37.
 21. de Groot-Hedlin C. D., Hedlin M. A. H., Drob D. P. *Atmospheric Variability and Infrasound Monitoring*. Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies. 2010.
 22. Blanc E., Ceranna L. *Infrasound*. Science for Security: International Scientific Studies (ISS) (10—12 June 2009 Vienna). Vienna, 2009. P. 11—16.
 23. Panda, J., Mosher R., Porter D. J. Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch a Microphone Phased-Array. NASA. TM-2013-216625. December 2013. P. 1—20.
 24. Sokol G. I., Frolov V. P., Kotlov V. Yu., Davydova A. V., Geti C. V. Research of acoustic emitting sources and calculation of their characteristics during the launch of the space rocket. Vienna: EGU General Assembly, 2018. EGU2018-1760.
- Стаття надійшла до редакції 25.06.2018
- ## REFERENCES
1. Bazhenov D. V. (1977). *To the mechanism of sound emission by a stream in the case of eolian tones*. 9th World Acoustical Conference. Moscow [in Russian].
 2. Beigel' M. Z., Zelikman N. Kh., Ivanov V. V., Portnoi Yu. V., Stepanov B. N. (1979). About the transmission of low-frequency sound pressure at different Reynolds numbers. *Acoustic journal*, 25(6), 924—926 [in Russian].
 3. Blokhintsev D. I. (1945). Vortex sound. *ZhTF*, 15, 1—2 [in Russian].
 4. Grinchenko V. T. (2007). *Acoustic bases*. Kiiv: Naukova dumka [in Russian]
 5. Sokol G. I. et al. (2017). Investigation of acoustic radiation sources, their fields and methods for calculating their characteristics at the start of the space rocket. Zvit pro naukovu robotu za Dogovorom #792 vid 31.03.2017. Dnipro [in Ukrainian]
 6. *Method № 1 (№ 2) of setting wind influences in the rocket's design*. (1963). Moscow: NII-88 [in Russian].
 7. Rzhavkin S. N. (1960). *Course of lectures of the sound theory*. Moscow: MGU [in Russian].
 8. Sapozhkov M. A. (1978). *Electroacoustics*. Moscow: Svyaz' [in Russian].
 9. Sokol G. I. (2000). *Features of acoustic processes in the infrasonic frequency range*. Dnepropetrovsk: Promin' [in Russian].
 10. Sokol G. I., Kotlov V. Yu. (2017). *The propulsion unit (PU) of a space rocket as a volumetric radiation source in the first seconds of flight. Algorithm for calculating the acoustic field characteristics*. Acoustic Symposium «Konsonans 2017». Kiev [in Russian].
 11. Sokol G. I., Mironenko E. S. (2017). *Noise from engines during the space vehicles launch*. 19th International Youth Scientific and Practical Conference «Space Human». Dnipro [in Russian].
 12. Sokol G. I., Mironenko E. S. (2017). *Environmental aspects in the study of pulsating engines*. 12th International Conference «Days of Science». Praha: Publishing House «Education and Science». ISBN 978-966-8736-05-6. — 224029 [in Russian].
 13. Sokol G. I., Mironenko E. S. (2017). *Energy impacts of rocket engine noise during the launch of space rockete*. 5th International scientific conference «Current state and problems of statistics, accounting and auditing in the context of globalization and energy efficiency». Dnipro [in Russian].
 14. Sokol G. I. et al. (2017). *Investigation of radial acoustic sources, their fields and methods of calculating their characteristics at the space rocket launch*. Report on research work under the Contract No. 820 dated 26/06/2018. Dnipro. [in Ukrainian].
 15. Sokol G. I. et al. (2018). *Recalculating the results of measurements on models to a real object*. Report on research work under the Contract No. 820 dated 26/06/2018. Dnipro [in Ukrainian].
 16. Tyulin V. N. (1976). *Introduction to the theory of sound radiation and sound scattering*. Moscow: Nauka [in Russian].
 17. *Ultrasound: The small encyclopedia*. (1983). Moscow: Nauka [in Russian].
 18. Frolov V. P., Sokol G. I. (2017). *Acoustic emissions during the launch of space rockets in the first seconds of flight*. 6th International Conference “Space Technologies: Present and Future». Dnepr: DP «KB «Yuzhnoe» im. akad. M. K. Yangelya». [in Russian].
 19. Shildt G. (2015). *Java 8. Polnoe rukovodstvo [Java 8. The Complete Guide]* — Moscow : ООО «I.D. Vil'yams». [in Russian]
 20. Bedard A. J., Georges T. M. (2000). Atmospheric infrasound. *Physics Today*. 32—37.

21. de Groot-Hedlin C. D., Hedlin M. A. H., Drob D. P. (2010). *Atmospheric Variability and Infrasound Monitoring*. Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.
22. Blanc E., Ceranna L. (2009). *Infrasound*. Science for Security: International Scientific Studies (ISS), Vienna, 11–16.
23. Panda J., Mosher R., Porter D. J. (2013). Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch a Microphone Phased-Array. NASA. TM-2013-216625. 1–20.
24. Sokol G. I., Frolov V. P., Kotlov V. Yu., Davydova A. V., Geti C. V. (2018). *Research of acoustic emitting sources and calculation of their characteristics during the launch of the space rocket*. Vienna: EGU General Assembly. EGU2018-1760.

Received 25.06.2018

Г. І. Сокол, В. Ю. Котлов

Дніпровський національний університет
ім. Олеся Гончара, Дніпро, Україна

МЕТОД, МОДЕЛЬ ТА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АКУСТИЧНИХ ВИПРОМІНЮВАНЬ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ У ПЕРШІ 1.5...4.1 СЕКУНДИ ПОЛЬОТУ РАКЕТИ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

При старті ракети космічного призначення (РКП) в атмосфері виникають різноманітні за характером випромінювання акустичні поля. Тому необхідно виявити особливості і визначити напрямки досліджень акустичного випромінювання при старті РКП на основі уявлень про генерування та поширення звукових хвиль. Важливим є розрахунок амплітудно-частотної характеристики акустичного випромінювання. Знання частоти випромінювання акустичних хвиль дозволяє застосувати відомі в класичній акустиці моделі довгохвильових і короткохвильових випромінювань. Це суттєвий фактор, який дає уявлення про спрямованість акустичного поля і дозволяє спростити розрахунок величини звукового тиску в залежності від зміни відстаней від джерела коливань до точки, де перебуває умовний спостерігач. Метою цієї роботи стало створення методу моделювання струменя як джерела акустичних коливань та розроблення методики розрахунку шуму рухової установки ракети космічного призначення у перші 1.5...4.1 с польоту, а також складання алгоритму і програми для розрахунку акустичних характеристик. В основі методики розрахунку лежить моделювання акустичного поля від двигунної установки РКП як об'ємного джерела випромінювання. Спочатку визначається діапазон частот випромінювання коливань, для якого може бути застосовано таке моделювання. Залежно від діаметра зрізу сопла і характерного розміру поверхні визначався тип акустичного випромінювача. У моделі об'ємного сфе-

ричного випромінювача фронт сферичної хвилі має сферичну поверхню, а звукові промені, згідно з визначенням фронту хвилі, збігаються з радіусами сфери. В результаті розбіжності хвиль інтенсивність звуку зменшується з віддаленням від джерела. Запропоновано модель випромінювача акустичних коливань та методику розрахунку шуму двигунної установки РКП в перші 1.5...4.1 с польоту, що дозволяють визначити звуковий тиск в навколишньому середовищі. Пропонується вважати струмінь двигуна об'ємним акустичним джерелом. Розроблено алгоритм та програму для розрахунку акустичних характеристик на мові програмування Java. За результатами розрахунків на основі розробленої програми були отримані залежності звукового тиску від частоти на заданих температурних рівнях зовнішнього середовища (-32, 20 і 42 °C). На основі отриманих результатів можна зробити висновок, що для всіх частот, менших за 225 Гц, рівень звукового тиску в точці $r = 18$ м становитиме величину, меншу, ніж 153 дБ. Наприклад, на частоті 8000 Гц рівень звукового тиску дорівнюватиме 136 дБ. Таке акустичне випромінювання можливе на ділянці польоту ракети 1.5...4.1 с. Зміни температури мають незначний вплив на значення рівня звукового тиску. Розроблена методика розрахунку акустичних випромінювань при старті РКП дає можливість визначити величини амплітуд акустичного тиску, акустичний вплив на корпус ракети і характер акустичних полів. Представлено метод досліджень акустичного випромінювання при старті ракет космічного призначення на основі визначення хвильового параметра kR .

Ключові слова: модель, об'ємне акустичне джерело, струмінь ракетного двигуна, методика розрахунку, інфразвук, акустичні випромінювання, двигунна установка, звуковий тиск, ракета космічного призначення.

G. I. Sokol, V. Yu. Kotlov

Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine

METHOD, MODEL AND CALCULATING TECHNIQUE FOR THE PROPULSION SYSTEM'S ACOUSTIC RADIATIONS IN THE FIRST 1.5...4.1 SECONDS OF THE SPACE ROCKET FLIGHT

Many different acoustic fields appear in the atmosphere during the start of a space rocket. Therefore, it is necessary to identify the features and determine the research directions of acoustic emitting at the start of a space rocket based on existing ideas about the generation and propagation of sound waves. It is important to calculate the amplitude-frequency characteristic of acoustic emitting. Knowledge of the emitting frequency of acoustic waves makes it possible to apply models of long-wave and short-wave emitting, known in classical acoustics. This is an important factor that gives an idea of the acoustic field direction and makes it possible to simplify the calculation of sound pressure magnitude as a function

of distance variation from the source of oscillations to the point where the conditioned observer is located. The aim of this study was to create a method for modeling a jet flow as a source of acoustic oscillations and to develop a technique for calculating the noise of a propulsion system for a space rocket during the first 1.5...4.1 seconds of flight and also compiling an algorithm and a program for calculating acoustic characteristics. The calculation technique is based on the modeling of the acoustic field from the propulsion system of the space rocket as a volumetric radiation source. First, it is necessary to determine the frequency range of the oscillation radiation, for which such modeling is applicable. The type of radiator was determined depending on the diameter of the nozzle cut and the acoustic radiator surface's characteristic size. The low-frequency acoustic field front sphericity assumes a significant decrease in the magnitude of the sound pressure with distance according to the hyperbolic law which is a significant magnitude. An acoustic oscillator model and a technique for calculating the noise of a propulsion system of a space rocket in the first 1.5...4.1 seconds of flight are proposed. They make it possible to determine the sound pressure in the environment. It is proposed to present the flow of the engine as a three-dimensional acoustic source. An algorithm and a program for calculating acoustic characteristics in the Java programming language were developed. According to the

results of calculations based on the developed program, the dependence of sound pressure on the frequency at the given temperature levels was obtained. Based on the calculations, a graph was drawn which shows the change in the sound pressure level at adjusted point A with increasing frequency. The sound pressure dependences on frequency are obtained at given temperature levels of the external environment (-32, 20, and 42 °C). The obtained results show that for all acoustic emission frequencies less than 225 Hz the value of the sound pressure level at the point $r = 18$ m is less than 153 dB. For example, at a frequency of 8000 Hz, the sound pressure level will be 136 dB. Such acoustic radiation is possible on the rocket flight leg from 1.5 to 4.1 seconds. The temperature changes have little effect on the value of the sound pressure level. The developed technique for calculating acoustic radiation at the start of the RCS makes it possible to determine the values of the acoustic pressure amplitudes, the acoustic effects on the rocket body and the nature of the acoustic fields. A method for studying acoustic radiation during the launch of a space rocket based on the determination of the wave parameter kR is presented.

Keywords: model, volume acoustic source, jet engine flow, calculation technique, infrasound, acoustic radiation, propulsion system, sound pressure, space rocket.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.03.025>

УДК 669.715

М. В. Грекова¹, А. В. Калинин², Е. А. Джур³, Т. В. Носова³

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

² Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры, Днепро, Украина

³ Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепро, Украина

КОМПЛЕКСНОЕ МОДИФИЦИРОВАНИЕ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ СПЛАВОВ

Цель работы — разработка технологии комплексного модифицирования многокомпонентных сплавов системы Ni-Cr-Al-Ti-Mo-W-Co дисперсными композициями. Основой модификатора служил нанодисперсный модификатор — карбонитрид титана Ti(C,N). Нанопорошки модификатора получены на установке плазмохимического синтеза. Научной новизной работы является установление механизма действия модификатора в расплаве. Экспериментальным путем установлено оптимальное количество вводимого модификатора. Отработаны температурно-временные параметры модифицирования. Установлены закономерности влияния модифицирования дисперсной тугоплавкой композицией карбонитрида титана на повышение комплекса свойств многокомпонентного никелевого сплава. Полученные результаты использованы на машиностроительном предприятии для повышения механических и эксплуатационных свойств жаропрочных сплавов для лопаток газотурбинного двигателя. В результате проведенных исследований по модифицированию многокомпонентных никелевых сплавов ЖСЗДК, ЖС6У для лопаток газотурбинных двигателей установлено, что введение комплексного модификатора на основе нанопорошка карбонитрида титана в расплав приводит к существенному изменению структуры сплавов. Наночастицы карбонитрида титана служат дополнительными центрами кристаллизации. Формирование при модифицировании мелкозернистой структуры и упрочненного твердого раствора приводит к повышению механических и эксплуатационных свойств сплава, что имеет важное практическое значение. Достигнуто значительное повышение прочностных и пластических свойств: σ_b повышено на 10 %, σ_T — на 13 %, δ — на 10...30 %, KCU — на 44 %. Долговечность сплава, в зависимости от напряжения испытаний, повышена до 30 %. После испытаний на жаростойкость глубина коррозии в модифицированных сплавах уменьшена в среднем на 25 %, что подтверждает эффект модифицирования.

Ключевые слова: никелевые сплавы, наноконпозиции, структура, механические и эксплуатационные свойства, модифицирование.

ВВЕДЕНИЕ

В авиации и турбостроении применяют жаропрочные многокомпонентные никелевые сплавы, которые должны иметь структурную термостабильность, высокую жаропрочность, длительную прочность.

В проблеме повышения эксплуатационной надежности и долговечности изделий материаловедение является определяющим, поскольку оптимально выбранные качественные материалы способны обеспечить высокий ресурс и эф-

фективность работы при температурах до 1100 °С в течение сотен часов при высоких статических и динамических нагрузках.

В современных авиационных газотурбинных двигателях на долю жаропрочных сплавов приходится до 40 % массы двигателя. При этом работоспособность всего авиационного двигателя определяется работоспособностью лопаток турбины [1].

Условия работы лопаток в ГТД нового поколения становятся все более напряженными в связи с повышением температуры газа на входе в турбину, ресурса и цикличности работы двигателя. Эти экстремальные условия требуют примене-

© М. В. ГРЕКОВА, А. В. КАЛИНИН, Е. А. ДЖУР, Т. В. НОСОВА, 2019

ния перспективных материалов с улучшенной структурой и свойствами.

Эффективным способом измельчения структурных составляющих сплавов является модифицирование многокомпонентных сплавов нанодисперсными композициями [2, 3].

Задача материаловедения заключается в создании современных высокожаропрочных сплавов со стабильной структурой, способных работать при высоких температурах и напряжениях. Целью данной работы является разработка технологии модифицирования никелевого сплава системы Ni-Cr-Al-Ti-Mo-W-Co нанодисперсными композициями, полученными методом плазмохимического синтеза. Необходимо изучить структурные изменения в сплавах, взаимосвязь структуры со свойствами и влияние легирующих элементов на структурообразование в многокомпонентных сплавах.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Материалом исследования служили жаропрочные никелевые сплавы ЖСЗДК, ЖС6У, применяемые для изготовления рабочих лопаток газотурбинного двигателя (таблица).

Металлографическим методом исследована макро- и микроструктура образцов, вырезанных из лопаток, до и после модифицирования.

Для определения жаропрочности сплавов образцы были подвержены испытаниям на высокотемпературную коррозию, а также стендовым испытаниям на долговечность.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Проведены опытно-промышленные плавки сплавов ЖСЗДК, ЖС6У в исходном состоянии и с модификатором.

Разработана технология ввода модификатора в расплав, включающая: оптимизацию состава комплексного наномодификатора; определение способа ввода модификатора в расплав; установление температурно-временного режима плавки.

Для ввода порошков модификатора в расплав разработана технология, состоящая из трех этапов. На первом этапе методом порошковой металлургии в атриторе смешивали порошки никелевого сплава с порошком модификатора. На втором этапе проводили прессование порошков в стальной пресс-форме. Третьим этапом являлось введение порошка в жидкий расплав [2, 4].

Теоретической основой атриторной обработки является представление о системе шары-порошок как многокомпонентной вязкой жидкости, интенсивность перемещения компонентов которой определяется турбулентной диффузией.

С целью оптимизации макроструктуры, получения равномерной полиэдрической, мелкокристаллической структуры на лопатках было опробовано модифицирование сплавов ЖСЗДК, ЖС6У нанодисперсными композициями в таблетированном виде.

Основой модификатора служил нанодисперсный модификатор — карбонитрид титана Ti(C,N). Состав спрессованных таблеток: нанопорошок Ti(C,N) и Ti размером 50...100 нм; порошок Ni размером 20...40 мкм; Al-пудра [4]. Нанопорошки получены на установке плазмохимического синтеза.

Экспериментальным путем установлено оптимальное количество вводимого модификатора: 0.15...0.20 % от массы расплава. Опробованы температурно-временные параметры модифицирования: температура расплава 1600 ± 10 °C; время действия модификатора 3...5 мин при механическом перемешивании.

Структура многокомпонентных никелевых сплавов ЖСЗДК, ЖС6У — гетерофазная, пред-

Химический состав исследуемых сплавов

Марка сплава	Содержание элементов, % мас.								
	Al	Ti	Cr	Mo	W	Co	C	Mn, Si	Ni
ЖС6У	5.2...5.8	2.2...2.8	8.6...9.3	1.2...1.6	9.8...10.5	9.4...10.4	0.13...0.19	≤0.2	Осн.
ЖСЗДК	4.0...4.8	2.5...3.2	11.0...12.5	3.8...4.5	3.8...4.0	8.0...10.0	0.10...0.15	≤0.4	Осн.

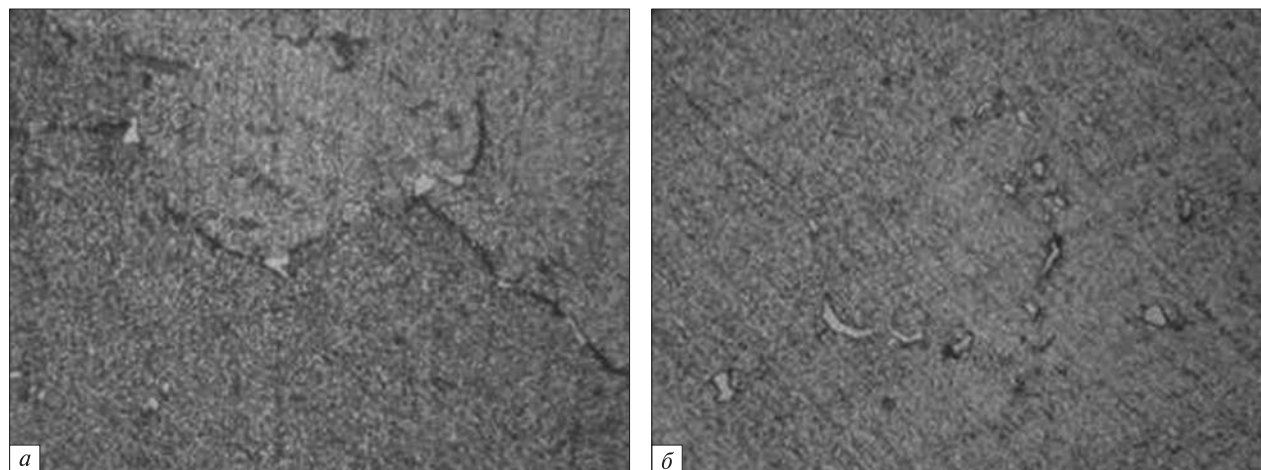


Рис. 1. Микроструктура исходного сплава ЖСЗДК: *а* — очаги разрушения на стыке зерен, *б* — включения различной морфологии

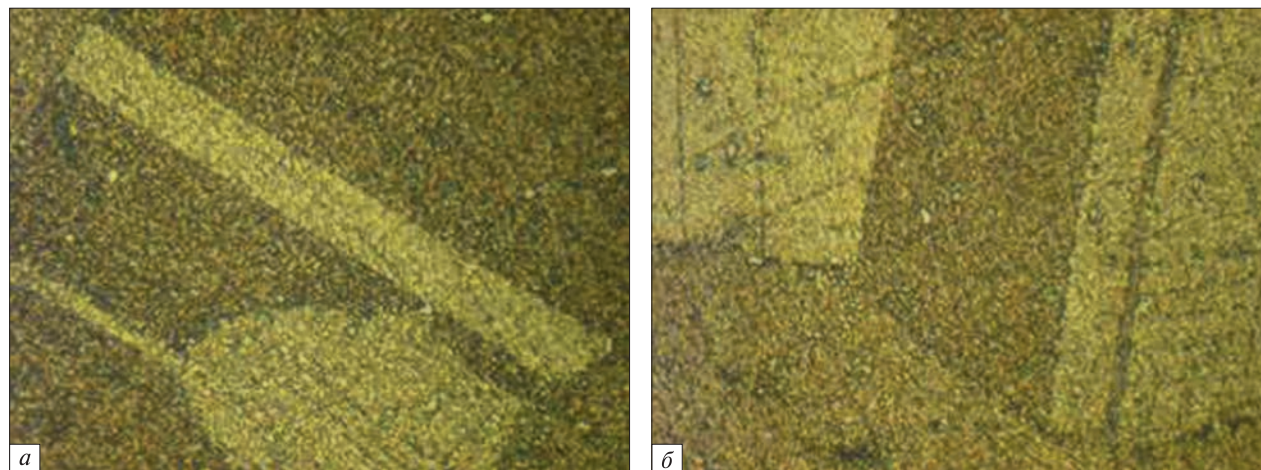


Рис. 2. Микроструктура немодифицированного сплава ЖСЗДК: *а* — двойниковые образования в структуре, *б* — пилообразная граница зерен γ -твердого раствора (увеличение на рис. 1 и 2 — порядка 1000)

ставляющая собой высокодисперсные частицы γ -фазы, равномерно рассеянные в матрице из твердого раствора легирующих элементов в никеле. Все тугоплавкие легирующие элементы (Ti, V, Cr, Zr, Nb, Mo, Hf, Ta, W, Re) увеличивают область существования γ -фазы [5].

Научной новизной работы является установление механизма действия модификатора в расплаве. Основным механизмом является твердорастворное упрочнение. Вследствие обеднения γ -фазы тугоплавкими элементами эффективность твердорастворного упрочнения уменьшается и снижается сопротивление скольжению дислокаций, что приводит к понижению жаро-

прочности. Алюминий и титан являются γ -образующими, входят в γ -твердый раствор и являются основными упрочнителями. Таким образом, упрочнение сложнолегированного сплава ЖСЗДК происходит за счет: упрочнения γ -твердого раствора, наличия дисперсных фаз, увеличения количества γ -фазы, уменьшения скорости укрупнения γ -фазы при рабочих температурах.

Механизм действия наномодификатора в расплаве заключается в том, что на поверхностях частиц Ti(C,N) происходит зарождение первичных кристаллов аустенитной γ -фазы. Наномодификатор диспергирует дендриты первичного аустенита в сплаве ЖСЗДК. Исследование макрострук-

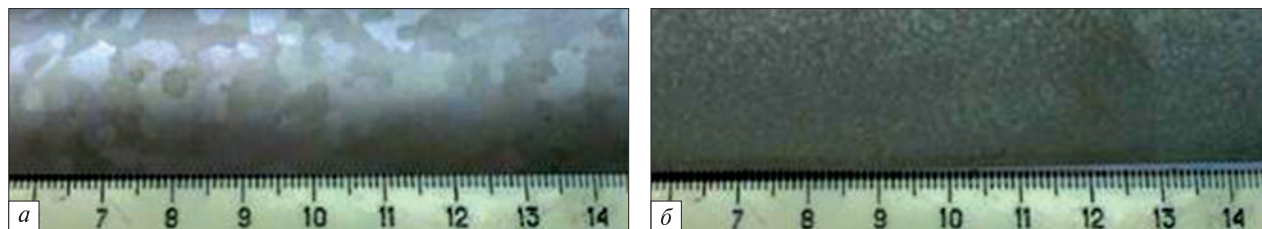


Рис. 3. Макроструктура лопаток: а — немодифицированный сплав, б — модифицированный

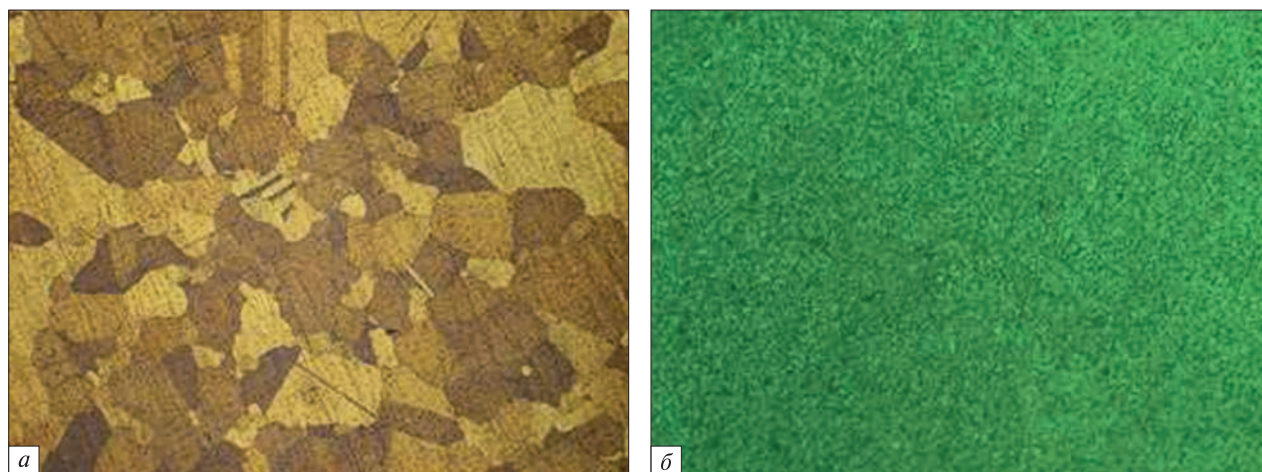


Рис. 4. Структура модифицированного сплава ЖСЗДК: а — макроструктура до модифицирования, б — микроструктура после модифицирования (увеличение — порядка 50 и 500 соответственно)

туры сплава в исходном состоянии показало, что структура сплава крайне неоднородна по сечению. Обнаружены крупные включения на стыке границ зерен. Такие включения могут служить концентраторами напряжений и очагами развития трещин при эксплуатации (рис. 1, а).

Изучение морфологии включений при увеличении порядка 1000 (рис. 1, б) показало наличие включений различных форм от многогранников до пластин. Пластинчатые включения были длиной 6...14 мкм; включения квадратной формы — со стороной 4...6 мкм.

На поверхности образца выявлены крупные дендриты с грубыми линиями скольжения (рис. 2, а); образуются крупные, вытянутые зерна, сориентированные перпендикулярно к поверхностному слою. Такая макроструктура может провоцировать образование как технологических горячих трещин, так и эксплуатационных. С диаметральной противоположной стороны — дендритная струк-

тура значительно дисперснее, дендриты имеют большую разветвленность и упорядоченность расположения (рис. 3, б).

Преимущество более мелкого зерна в литых никелевых сплавах связано, по-видимому, со способностью мелкозернистого материала распределять напряжения среди большего числа границ, что приводит к пониженному уровню деформации на каждой границе. В модифицированных образцах зерна имели полиэдрическую форму, величина их практически одинакова по сечению шлифа. На рис. 4, а представлена макроструктура никелевого сплава ЖСЗДК-ВИ, обработанного модифицирующим комплексом на основе нанодисперсного карбонитрида титана.

Основными фазами в образцах сплава ЖСЗДК были: γ -фаза — твердый раствор на основе никеля; интерметаллидная γ -фаза на основе $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$; эвтектическая фаза (γ - γ'); карбиды MeC и Me_{23}C_6 ; карбонитриды $\text{Me}(\text{C}, \text{N})$. При из-

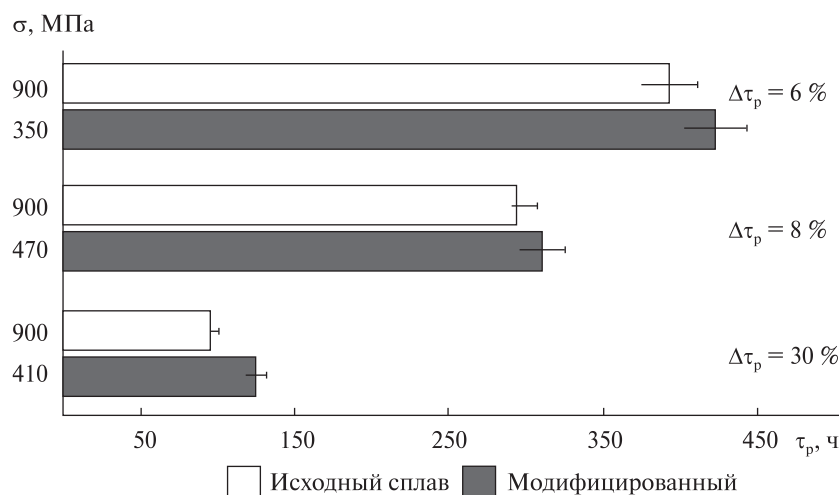


Рис. 5. Долговечность сплава ЖС6У до и после модифицирования

учении микроструктуры модифицированного сплава было установлено, что все включения (карбиды, интерметаллиды, карбонитриды), имеющиеся в сплаве, равномерно распределены по всему объему образца, не образуя скоплений и групп. Все включения были практически одного размера 1...5 мкм (рис. 4, б).

Формирование при модифицировании упрочненного никелевого твердого раствора и более развитой зернограничной структуры привело к повышению комплекса механических свойств модифицированного сплава ЖСЗДК (предела прочности, предела текучести, относительного удлинения и ударной вязкости) по сравнению с немодифицированным состоянием. Достигнуто значительное повышение прочностных и пластических свойств: σ_B повышено на 10 %, σ_T — на 13 %, δ — на 10...30 %, KCU — на 44 %.

Основной эксплуатационной характеристикой никелевых сплавов является жаропрочность. Были проведены стендовые испытания на долговечность при температуре 900 °С. Модифицированные образцы выдерживали до разрушения большее количество часов, чем немодифицированные образцы. При статической нагрузке в 400 МПа модифицированные образцы выдерживали в среднем 120 ч, в то время как исходные — в среднем 90 ч, т. е. долговечность возросла на 30 %. В зависимости от напряжения при испыта-

ниях, долговечность повысилась от 6 до 30 % (рис. 5).

О жаростойкости сплава судили по результатам испытаний на высокотемпературную коррозию (ГОСТ 6130-71). После каждой термоэкспозиции измеряли глубину коррозии. Установлено, что во всех образцах имело место внутреннее окисление. Более интенсивное высокотемпературное окисление наблюдали в немодифицированных образцах глубиной около 40 мкм по сравнению с модифицированными образцами, где глубина коррозии составила до 30 мкм. Таким образом, достигнуто снижение коррозионного повреждения на 10 мкм, т. е. на 25 %.

ВЫВОДЫ

1. Установлено, что комплексное модифицирование жаропрочных никелевых сплавов ЖСЗДК, ЖС6У влияет на формирование мелкодисперсной структуры с равномерным распределением легирующих элементов. В результате введения в расплав наночастиц карбонитрида титана достигнуто значительное измельчение макроструктуры лопаток авиационных ГТД.

2. Формирование при модифицировании более развитой зернограничной структуры привело к повышению комплекса механических свойств модифицированного сплава ЖСЗДК. Достигнуто зна-

чительное повышение прочностных и пластических свойств: σ_B повышено на 10 %, σ_T — на 13 %, δ — на 10...30 %, КСЧ — на 44 %.

3. Достигнуто повышение эксплуатационных свойств. Долговечность сплава, в зависимости от напряжения испытаний, повысилась на 30 %. После испытаний на жаростойкость глубина коррозии в модифицированных сплавах уменьшилась в среднем на 25 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гайдук С. В., Кононов В. В., Куренкова В. В. Расчет фазового состава литейного жаропрочного никелевого сплава методом CALPHAD. *Современная электрометаллургия*. 2015. № 3 (120). С. 35—40.
2. Каблов Е. Н. *Литые лопатки газотурбинных двигателей*. Москва: МИСИС, 2001. 631 с.
3. Калинина Н. Е., Калиновская А. Е., Калинин В. Т. Технологические особенности наномодифицирования литейных жаропрочных никелевых сплавов. *Компрессорное и энергетическое машиностроение*. 2013. № 1(31). С. 54—56.
4. Пат. України на корисну модель № 82163, МПК С22С 19/03. Калініна Н. Є., Калиновська А. Є., Калінін В. Т., Віліщук З. В., Носова Т. В. Комплексний наномодифікатор нікелевих сплавів.
5. Dzhur Y., Kalinin A., Grekova M., Guchenkov M. Investigation of the influence of nanodispersed compositions obtained by plasmochemical synthesis on the crystallization processes of structural alloys. *EUREKA: Phys. and Engineering*. 2017. 6. P. 56—61.

Стаття надійшла до редакції 18.06.2018

REFERENCE

1. Gaiduk S. V., Kononov V. V., Kurenkova V. V. (2015). Calculation of phase composition of castable high-temperature corrosion-resistant nickel alloy by using CALPHAD method. *Advances in electrometallurgy*, No. 3 (120), 35—40.
2. Kablov E. N. (2001). *Litye lopatky hazoturbinykh dvigateley (splavy, tekhnolohyya, pokrytya)*. Moscow: MYSYS [in Russian].
3. Kalinina N. E., Kalinovskaya A. E., Kalinin V. T. (2013). Tekhnologicheskie osobennosti nanomodifitsirovaniya liteinykh zharoprochnykh nikelevykh splavov. *Kompressornoe i energeticheskoe mashinostroenie*, No. 1 (31), 54—56 [in Russian].
4. Patent of Ukraine No. 82163. Kalynyna N. E., et al. Kompleksnyy nanomodifikator nikelevykh splaviv [in Ukrainian].
5. Dzhur Y., Kalinin A., Grekova M., Guchenkov M. (2017). Investigation of the influence of nanodispersed

compositions obtained by plasmochemical synthesis on the crystallization processes of structural alloys. *EUREKA: Phys. and Eng.*, 6, 56—61.

Received 18.06.2018

М. В. Грекова¹, А. В. Калінін²,
Е. О. Джур³, Т. В. Носова³

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

² Придніпровська державна академія будівництва та архітектури, Дніпро, Україна

³ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

КОМПЛЕКСНЕ МОДИФІКУВАННЯ БАГАТОКОМПОНЕНТНИХ СПЛАВІВ

Метою роботи є розробка технології комплексного модифікування багатоконпонентних сплавів системи Ni-Cr-Al-Ti-Mo-W-Co дисперсними композиціями. Основою модифікатора служив нанодисперсний модифікатор — карбонітрид титану Ti (C, N). Нанопорошки модифікатора отримано на установці плазмохімічного синтезу. Науковою новизною роботи є встановлення механізму дії модифікатора в розплаві. Експериментальним шляхом встановлено оптимальну кількість модифікатора, що вводиться. Випробувано температурно-часові параметри модифікування. Встановлено закономірності впливу модифікування дисперсною тугоплавкою композицією карбиду титану на підвищення комплексу властивостей багатоконпонентного нікелевого сплаву. Отримані результати використано на машинобудівному підприємстві для підвищення механічних і експлуатаційних властивостей жароміцних сплавів для лопаток газотурбінного двигуна. В результаті проведених досліджень з модифікування багатоконпонентних нікелевих сплавів ЖСЗДК, ЖС6У для лопаток газотурбінних двигунів встановлено, що введення комплексного модифікатора на основі нанопорошків карбонітриду титану у розплав призводить до істотної зміни структури сплавів. Наночастки карбонітриду титану служать додатковими центрами кристалізації. Формування при модифікуванні дрібнозернистої структури і зміцненого твердого розчину призводить до підвищення механічних і експлуатаційних властивостей сплаву, що має важливе практичне значення. Досягнуто значне підвищення міцнісних і пластичних властивостей: σ_B підвищено на 10 %, σ_T — на 13 %, δ — на 10...30 %, КСЧ — на 44 %. Довговічність сплаву, в залежності від напруги випробувань, підвищилася до 30 %. Після випробувань на жаростійкість глибина корозії в модифікованих сплавах зменшилась у середньому на 25 %, що підтверджує ефект модифікування.

Ключові слова: нікелевий сплав, наноконпозиції, структура, механічні та експлуатаційні властивості, модифікування.

*M. V. Grekova*¹, *A. V. Kalinin*²,
*Ye. O. Djur*³, *T. V. Nosova*³

¹ Yangel Pivdenne State Design Office, Dnipro, Ukraine

² Prydniprovsk State Academy of Civil Engineering
 and Architecture, Dnipro, Ukraine

³ Oles Honchar Dnipro National University,
 Dnipro, Ukraine

AN INTEGRATED MODIFICATION OF MULTICOMPONENT ALLOYS

The aim of the task has been the development of technology of the complex modification of Ni-Cr-Al-Ti-Mo-W-Co multicomponent alloys by dispersible compositions. A nanodispersed modifier titanium carbonitrides Ti(C, N) served as a basis of a modifier. Nanopowders of a modifier were obtained on the facility of plasma-chemical synthesis. The scientific novelty of the work is to establish the mechanism of modifier action in the fusion. The optimum amount of modifier input was determined experimentally. The temperature-temporal options of modification were tested. Regularities of modification effect of titanium carbide dispersible refractory composition on improving complex properties of multicomponent

nickel alloy were defined. The results obtained were used at the machine-building enterprise to increase the mechanical and operational properties of heatproof alloys for gas turbine engine blades. As a result of research on the modification of multicomponent nickel alloys ZS3DK, ZS6U for gas turbine engine blades it was defined that the introduction of complex modifier on the basis of nanopowder of titanium carbonitride into the fusion leads to the substantial modification of alloy structure. Nanoparticles of titanium carbonitride are the additional centers of crystallization. Formation at the modification of the fine-grained structure and strengthened solid solution leads to the improvement of mechanical and exploitation properties of the alloy, that has an important practical value. The considerable increase in strength and plastic properties was attained. Corresponding parameters' augmentations are by 10 % in σ_v , 13 % in σ_T , 10...30 % in δ , and 44 % in KCU. The longevity of alloy increased by 30 % depending on the tension of tests. After tests on heat-tolerance, the depth of corrosion in the modified alloys is diminished by 25 % on average that confirms the effect of the modification.

Keywords: nickel alloy, nanocomposites, structure, mechanical and operational properties, modification.

В. Н. Маслей¹, В. В. Кавун¹, А. П. Щудро¹, Ю. В. Сохач², А. Т. Кудреватых²,
В. Ф. Рожковский², С. И. Москалев¹, М. Г. Добрушина¹, А. С. Кулик¹

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,
Днепро, Украина

² Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепро, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНОСТЬ

При создании космических аппаратов предъявляются высокие требования к стабильности углового положения оптического сенсора (сканера) относительно звездного датчика его системы ориентации при тепловом воздействии в условиях полета. В наземных условиях экспериментально подтверждается стабильность углового положения сканера относительно звездного датчика при тепловом воздействии на несущую конструкцию космического аппарата при температуре, близкой к температуре настройки сканера на Земле, соответствующей температуре его функционирования на орбите. В связи с этим актуальной проблемой является разработка методологии экспериментальной проверки размеростабильности несущей конструкции космического аппарата при тепловом воздействии. Целью данной работы является разработка технологии экспериментальной проверки терморазмеростабильности крупногабаритной несущей конструкции из композиционных материалов оптического моноблока космического аппарата. Для экспериментальной проверки углового положения посадочных мест сканеров и звездных датчиков обычно применяют лазерное оборудование. В работе рассмотрена разработанная технология экспериментальной проверки размеростабильности углепластиковой крупногабаритной несущей конструкции оптического моноблока космического аппарата при тепловом воздействии. Полученные результаты испытаний несущей конструкции моноблока подтвердили выполнение требований по стабильности углового положения сканеров и звездных датчиков, жестко закрепленных внутри оптического моноблока, при тепловом воздействии. Разработанная технология позволяет проводить исследования размеростабильных крупногабаритных конструкций при тепловом воздействии с применением специально разработанных и протестированных лазерно-оптических устройств, а также имитаторов сканеров и звездных датчиков.

Ключевые слова: космический аппарат, несущая конструкция, терморазмеростабильность, лазерно-оптическое устройство, имитатор сканера, имитатор звездного датчика.

ВВЕДЕНИЕ

При создании современных космических аппаратов (КА) важную роль играет обеспечение их терморазмеростабильности. Данная работа по-

священа исследованию терморазмеростабильности крупногабаритной несущей конструкции оптического моноблока КА, в которой размещаются сканеры высокого разрешения, звездные датчики и их блоки электроники.

По требованиям технического задания на разработку несущей конструкции оптического моноблока угловые повороты посадочных мест

© В. Н. МАСЛЕЙ, В. В. КАВУН, А. П. ЩУДРО, Ю. В. СОХАЧ,
А. Т. КУДРЕВАТЫХ, В. Ф. РОЖКОВСКИЙ, С. И. МОСКАЛЕВ,
М. Г. ДОБРУШИНА, А. С. КУЛИК, 2019

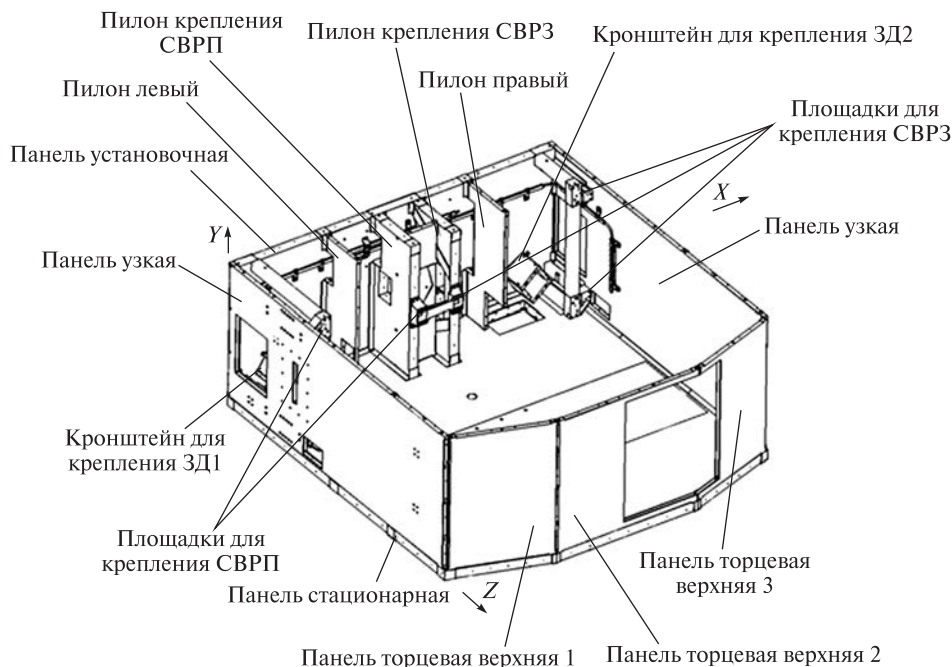


Рис. 1. Общий вид несущей конструкции оптического моноблока (съемная панель, образующая верхнюю грань моноблока, не показана)

сканеров и звездных датчиков при изменении температуры на $\pm 2^\circ\text{C}$ не должны превышать $10'$.

Для исследования терморазмеростабильности крупногабаритных конструкций КА применяют лазерные трекары, интерферометры и цифровые автоколлиматоры (см. [1, 2, 5, 7, 8], а также сайты <http://www.trioptics.com>, <http://www.dagnostika-spb.ru>, <http://www.faro.in.ua>, <http://www.lasertex.eu>). Современные лазерные трекары обеспечивают, как правило, разрешение до 1 мкм при погрешности ± 9 мкм в режиме интерферометра. Лазерные интерферометры, например Laser Measurement System HPI-3D, обеспечивают разрешение до 1 нм [<http://www.lasertex.eu>]. Результаты измерений существенно зависят от параметров окружающей среды: атмосферного давления, температуры и влажности воздуха. Цифровые автоколлиматоры с фокусным расстоянием объектива не менее 500 мм позволяют проводить измерение угловых величин вплоть до $0.05''$ при расстоянии до отражательного элемента не более 1000 мм. Следует заметить, что юстировка лазерных интерферометров и цифровых авто-

коллиматоров требует свободного доступа к отражательным элементам, а применение приборов возможно при температуре окружающей среды от $+20$ до $+22^\circ\text{C}$.

Исследования терморазмеростабильности конструкций КА, как правило, проводят в термовакуумных камерах, при этом измерения осуществляются сквозь смотровые окна, что вносит существенные погрешности в измерения в результате изменения коэффициента преломления. Кроме того, измерения сквозь смотровые окна ограничивают доступ к исследуемым локальным поверхностям, на которые устанавливают отражательные элементы.

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» совместно с Днепропетровским национальным университетом им. Олеся Гончара имеют опыт работ по проектированию, изготовлению и испытанию терморазмеростабильных композитных конструкций КА, в том числе по подтверждению их деформативности в определенных узких диапазонах рабочих температур с использованием чувстви-

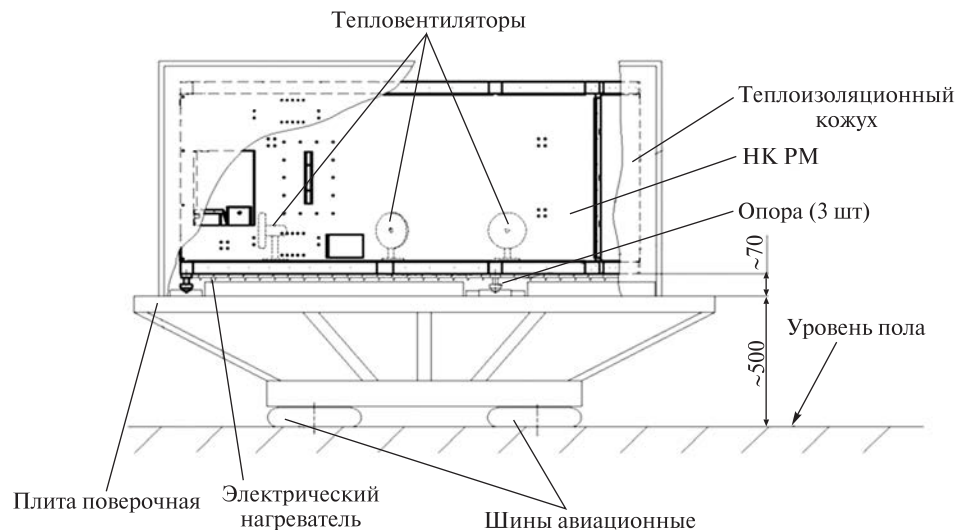


Рис. 2. Схема измерительной установки

тельных лазерно-оптических устройств (ЛОУ), которые позволяют определить линейные перемещения объектов контроля с погрешностью 0.5 мкм и их угловые повороты с погрешностью 0.5'' [3, 4].

ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Объект исследований (ОИ) представляет собой крупногабаритную несущую конструкцию оптического моноблока КА (рис. 1), состоящую из панелей и пилонов для крепления сканера высокого разрешения переднего (СВРП) и сканера высокого разрешения заднего (СВРЗ). На стационарной панели между пилонами имеются два кронштейна для крепления звездных датчиков ЗД1 и ЗД2.

Все панели, пилоны крепления СВРП и СВРЗ, а также кронштейны крепления ЗД1 и ЗД2 представляют собой трубчатые рамы из углепластика, соединенные в углах титановыми фитингами. Внутри рам вклеен сотовый наполнитель из алюминиевой фольги. На рамы и на сотовый наполнитель с двух сторон наклеены углепластиковые обшивки. В панели и в пилоны вклеены титановые втулки для крепления панелей и пилонов между собой и для установки площадок крепления СВРП, СВРЗ, ЗД1, ЗД2 и их блоков электроники.

Общий вид несущей конструкции оптического моноблока приведен на рис. 1.

В процессе исследований ОИ необходимо определить углы поворота площадок крепления сканеров СВРП и СВРЗ вокруг осей OX и OY и звездных датчиков ЗД1 и ЗД2 вокруг осей OX , OY и OZ при изменении температуры на величину $\pm 2^\circ\text{C}$ от средней температуры в помещении.

ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Схема измерительной установки для проведения испытаний приведена на рис. 2. В качестве базовой плоскости была принята лицевая поверхность поверочной стальной плиты. Для исключения влияния вибраций, передающихся через пол, плита устанавливалась на авиационные шины. Такой способ демпфирования хорошо рекомендовал себя для голографических установок, работающих в цеховых условиях [7].

Объект исследований устанавливался на базовую поверхность плиты на три сферические опоры. При этом одна из опор фиксировалась, вторая опора имела возможность перемещения в заданном направлении, а третья опора — в любом направлении относительно поверочной плиты. Такое крепление вызвано характером возможных перемещений ОИ в процессе его деформаций при тепловом воздействии.

Для обеспечения заданных температурных режимов при испытании ОИ помещался в теплоизоляционный пенопластовый кожух. Нагрев производился с помощью электрических пленочных нагревателей и тепловентиляторов. Контроль температуры ОИ и поверочной плиты производился при помощи высокоточных цифровых датчиков температуры, которые устанавливались равномерно на конструкции ОИ и на лицевой поверхности поверочной плиты. Вне теплоизоляционного кожуха на поверочной плите монтировалось измерительное оборудование.

Внешний вид измерительной установки с ОИ приведен на рис. 3.

Нагревание объекта испытаний. На основе анализа расчета температурных деформаций несущей конструкции моноблока было определено, что основной вклад в угловые деформации площадок крепления сканеров и звездных датчиков вносят деформации панели установочной и панели стационарной, поэтому нагревание конструкции ОИ проводилось следующим образом.

При помощи пленочных нагревателей, которые устанавливались под панелью стационарной, производился ее нагрев до величины, примерно на 4 °С выше той температуры, которую планировалось достичь по всему объему конструкции ОИ, затем пленочные нагреватели отключались, и с течением времени температура за счет конвекции воздуха перераспределялась по всей массе конструкции ОИ. При выравнивании

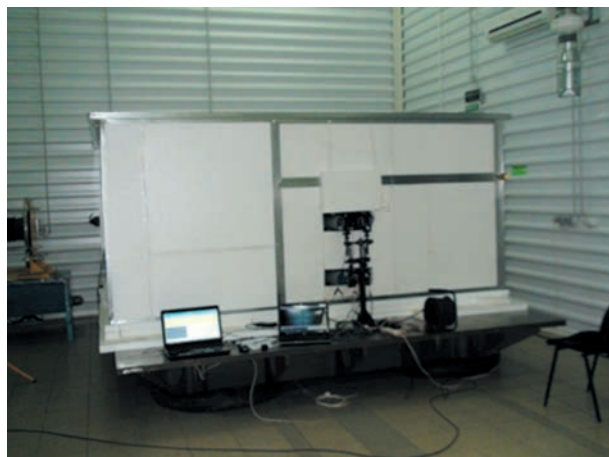


Рис. 3. Внешний вид измерительной установки с ОИ

средней температуры на панели установочной и панели съемной производились измерения углов поворотов имитаторов, установленных на площадках крепления сканеров и звездных датчиков. Такой способ нагрева позволил достичь повторяемости прогрева всей конструкции ОИ при проведении экспериментов.

На рис. 4 представлено распределение температур на панели стационарной и панели съемной ОИ с течением времени при первом эксперименте. При этом четыре верхних графика характеризовали нагрев панели стационарной, четыре нижних графика характеризовали нагрев панели съемной. Измерения угловых положений площадок крепления сканеров и звездных датчиков проводились

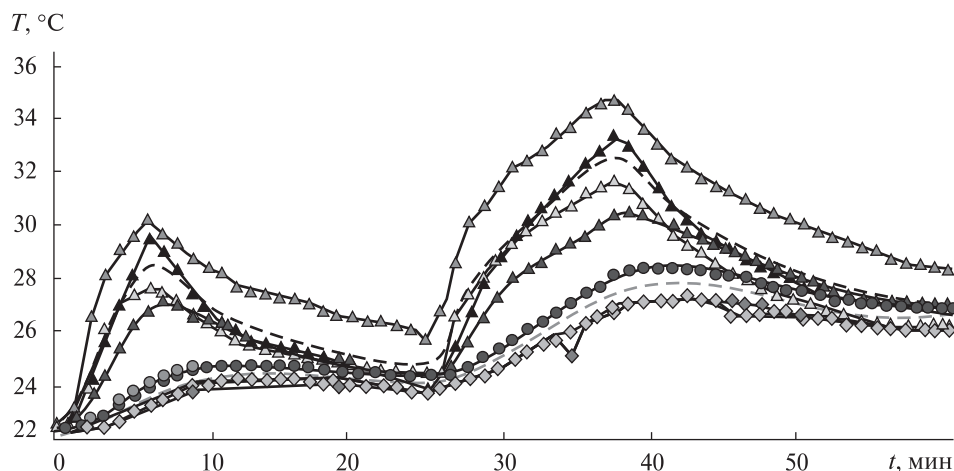


Рис. 4. Распределение температур на панели стационарной и панели съемной ОИ с течением времени в первом эксперименте

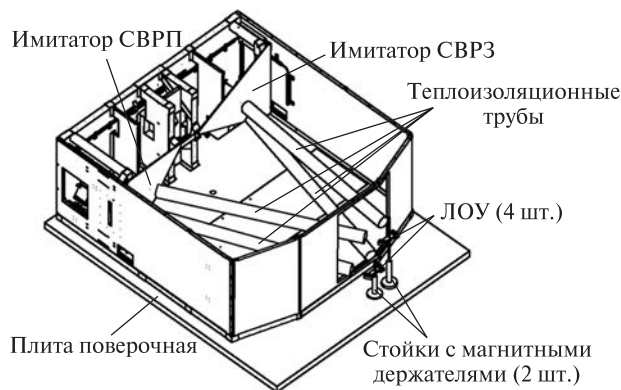


Рис. 5. Схема расположения измерительных устройств для проведения испытаний

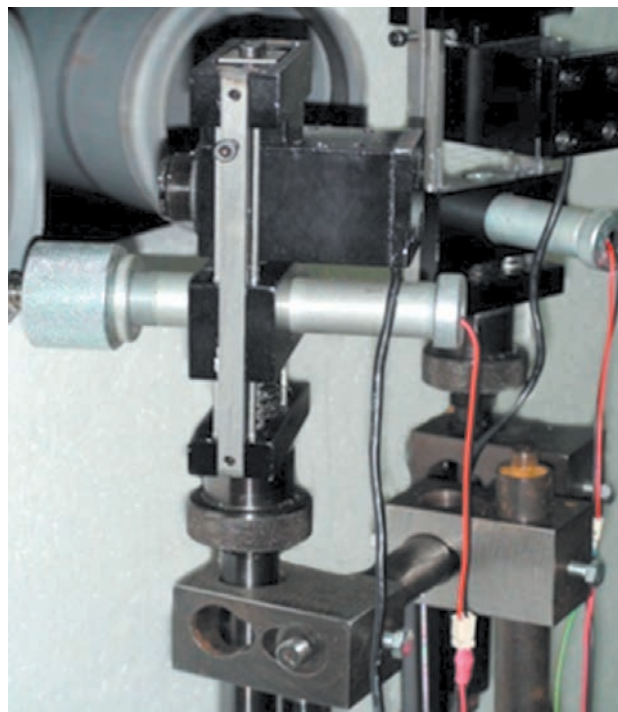


Рис. 6. Внешний вид лазерно-оптического устройства

после того, как все восемь графиков максимально сближались. Данная температура и принималась за среднюю температуру конструкции ОИ.

Установка измерительных устройств. Схема расположения измерительных устройств для проведения испытаний приведена на рис. 5.

Измерение углов поворотов посадочных площадок звездных датчиков и сканеров проводилось по поворотам имитаторов сканеров и звездных датчиков. В качестве имитаторов использовались пло-

скопараллельные стеклянные пластины треугольной формы толщиной 10 мм. Для устранения прогибов при изменении температуры имитаторы с приклеенными стальными пластинами со шлифованными соприкасаемыми поверхностями устанавливались на три сферические шлифованные опоры, которые автоматически компенсировали линейные температурные удлинения имитаторов. В геометрическом центре треугольника, образованного опорами, на имитаторах клеились отражатели (зеркала) лазерного луча. Такое техническое решение предварительно апробировалось в лабораторных условиях ДНУ им. Олеса Гончара методом голографической интерферометрии и доказало свою работоспособность. Углы поворотов имитаторов вокруг осей OX , OY и OZ при изменении температуры ОИ измерялись способом, аналогичным автоколлимационному [2, 5], при помощи специально разработанных лазерно-оптических устройств (см. рис. 6). Лазерно-оптические устройства устанавливались на поверочной плите при помощи теплоизолированных магнитных стоек, которые размещались вне теплоизоляционного кожуха.

Лазерно-оптическое устройство состоит из закрепленных на стойке с магнитными держателями полупроводникового лазера, камеры с ПЗС-матрицей, юстировочного блока и отражателя лазерного луча, который устанавливался на объекте контроля (имитаторе с отражательным зеркалом). Принцип его работы состоит в следующем. Генерируемый лазером луч отражается от зеркала, установленного на имитаторе, и попадает на ПЗС-матрицу камеры ЛОУ, при помощи которой регистрируется положение центра лазерного пятна. При известных геометрических параметрах взаимного расположения лазера, имитатора с отражательным зеркалом и камеры ЛОУ по величине смещения центра лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры вычисляется угол поворота имитатора.

Таким образом, сведено к минимуму количество переотражающих поверхностей, а следовательно, и погрешностей, связанных с изменением коэффициента преломления из-за изменений параметров окружающей среды. Такое техническое решение позволило отказаться от габаритных цифровых автоколлиматоров и существенно снизить себестоимость исследований.

Для предотвращения воздействия движения воздушных потоков при нагревании ОИ на пространство лазерных лучей между ЛОУ и зеркалами на имитаторах внутри ОИ устанавливались теплоизоляционные пластиковые трубы (см. рис. 7), внутри которых и распространялись лазерные лучи.

Оценка погрешности определения смещения геометрического центра лазерного пятна на ПЗС-матрице ЛОУ проводилась путем математического моделирования [6].

Магнитные стойки, на которых устанавливались ЛОУ, теплоизолировались при помощи пенопласта и изоплена. Информация с ЛОУ выводилась на персональный компьютер для ее хранения и последующей обработки.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Измерения проводились при температуре помещения и затем при нагреве ОИ поэтапно на 2°C и на 4°C выше температуры помещения.

При исследовании было проведено три эксперимента по тепловому нагружению ОИ. Каждый из экспериментов состоял из двух этапов нагружения на 2°C .

В измерительной установке луч лазера с ЛОУ попадал на отражательное зеркало, установленное на имитаторе, практически вдоль нормали к его поверхности. При повороте зеркала на малый угол α отраженный луч смещался по поверхности ПЗС-матрицы ЛОУ на расстояние

$$X = L \cdot \operatorname{tg} 2\alpha \approx L \cdot 2\alpha, \quad (1)$$

где L — расстояние от ЛОУ до зеркала имитатора, при этом

$$X = k \cdot x, \quad (2)$$

где $x = 2.57$ мкм — межпиксельное расстояние, которое было определено путем предварительной калибровки ПЗС-матрицы ЛОУ, k — перемещение центра пятна по ПЗС-матрице в пикселях.

Из формулы (1) определялся угол α в радианах:

$$\alpha = \frac{X}{2L}, \quad (3)$$

или в секундах дуги:

$$\alpha = 103132 \cdot \frac{X}{L}. \quad (4)$$



Рис. 7. Трубы, внутри которых распространялись лазерные лучи

Согласно формуле (4) повороту объекта контроля (имитаторов сканеров и звездных датчиков) на 1 секунду дуги (сд) будет соответствовать перемещение лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры ЛОУ на величину

$$X = \frac{1_{\text{сд}} \cdot L}{103132}. \quad (5)$$

С учетом значения межпиксельного расстояния применяемой ПЗС-матрицы ($x = 2.57$ мкм) получим, что повороту объекта контроля на 1 сд будет соответствовать перемещение лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры ЛОУ в пикселях на величину:

$$N_p = 3.77 \cdot 10^{-6} \cdot L \text{ (пкл)}. \quad (6)$$

Из формулы (6) видно, что разрешающая способность ЛОУ, в отличие от автоколлиматоров, зависит прямо пропорционально от расстояния L .

Центр лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры ЛОУ определялся при помощи программы ImageJ [Официальный сайт программы ImageJ://imagej.nih.gov/ij/], а перемещение центра пятна при нагреве ОИ соответствовало углу поворота соответствующих посадочных мест сканеров и звездных датчиков.

Анализ полученных результатов испытаний несущей конструкции оптического моноблока показал, что требования по угловым поворотам посадочных мест сканеров вокруг осей OX и OY и звездных датчиков вокруг осей OX , OY и OZ не более $10'$ выполняются.

ВЫВОДЫ

Разработана технология, позволяющая производить исследование размеростабильных крупногабаритных конструкций из углепластика при тепловом воздействии с применением недорогого измерительного оборудования, включающего специально разработанные и откалиброванные лазерно-оптические устройства, а также имитаторы сканеров и звездных датчиков. При этом разрешающая способность лазерно-оптических устройств, в отличие от цифровых автоколлиматоров, прямо пропорционально зависит от расстояния между лазерно-оптическими устройствами и имитаторами сканеров и звездных датчиков. К тому же применение цифровых автоколлиматоров и лазерных интерферометров ограничено крайне узким диапазоном температур окружающей среды при проведении измерений.

Проведенные исследования на терморазмеростабильность крупногабаритной несущей конструкции оптического моноблока космического аппарата, в котором установлены сканеры высокого разрешения, звездные датчики и их блоки электроники, подтвердили выполнение требований стабильности углового положения сканеров и звездных датчиков при тепловом воздействии в заданном диапазоне температур.

Полученные результаты были использованы на ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» при отработке крупногабаритной углепластиковой конструкции космического аппарата на терморазмеростабильность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Афанасьев В. А., Жилкин А. М., Усов В. С. *Автоколлимационные приборы*. Москва: Недра, 1982. 144 с.
2. Базыкин С. Н. *Информационно-измерительные системы на основе интерферометров*: моногр. (Под ред. В. А. Васильева). Пенза: Изд-во ПГУ, 2014. 132 с.
3. Добрушина М. Г., Кавун В. В., Галабурда Д. А., Маслей В. Н., Москалев С. И., Боклагова И. Н., Кушнirenко С. И. Аспекты разработки размеростабильной конструкции сканера высокого разрешения. *Технологические системы*. 2017. № 3 (80). С. 87—92.
4. Кавун В. В., Кудреватых А. Т., Кулик А. С., Москалев С. И., Сохач Ю. В., Шудро А. П. *Обеспечение терморазмеростабильности конструкций из композиционных материалов с использованием лазерно-оптических*

устройств. 6-я междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее» (Днепро, 23—26 мая 2017). Днепро, 2017. С. 75.

5. Коняхин И. А., Моисеева А. А., Хоанг Ван Фонг. Оптико-электронный автоколлиматор для двухкоординатных угловых измерений. *Изв. вузов. Приборостроение*. 2016. 59, № 7. С. 563—570.
6. Кудреватых А. Т., Куинн Н. А., Дергаль Е. С. Моделирование процесса измерения сдвига изображения с субпиксельной точностью. *Строительство, материаловедение, машиностроение*. 2018. Вып. 106. С. 83—89.
7. Ларіонова О. О., Рожковський В. Ф., Сохач Ю. В. *Голографічні технології в авіаційно-космічній техніці*: навч. посіб. В. П. Малайчук (ред.). Дніпро: РВВ ДНУ, 2003. 280 с.
8. *Неразрушающий контроль*: Справочник: В 7 т. Ключев В. В. (ред.). Т. 6: Кн. 2: Оптический контроль. Москва: Машиностроение, 2004. 832 с.

Стаття надійшла до редакції 11.12.2018

REFERENCES

1. Afanasev V. A., Zhilkin A. M., Usov V. S. (1982). *Avtokollimacionnye pribory*. Moskva: Nedra. 144 p.
2. Bazykin S. N. (2014). *Informacionno-izmeritelnye sistemy na osnove interferometrov*. Vasileva V. A. (Ed.). Penza: Izdvo PGU. 132 p.
3. Dobrushina M. G., Kavun V. V., Galaburda D. A., Maslej V. N., Moskalev S. I., Boklagova I. N., Kushnirenko S. I. (2017). Aspekty razrabotki razmerostabilnoj konstrukcii skanera vysokogo razresheniya. *Tehnologicheskie sistemy*, 3(80), 87—92.
4. Kavun V. V., Kudrevatyh A. T., Kulik A. S., Moskalev S. I., Sohach Yu. V., Shudro A. P. (2017). *Obespechenie termorazmerostabilnosti konstrukcij iz kompozicionnyh materialov s ispolzovaniem lazerno-opticheskikh ustrojstv*. 6-ya mezhdunar. konf. «Kosmicheskie tehnologii: nastoyashee i budushee». Dnipro.
5. Konyahin I. A., Moiseeva A. A., Hoang Van Fong (2016). Optiko-elektronnyj avtokollimator dlya dvuhkoordinatnyh uglovnyh izmerenij. *Izv. vuzov. Priborostroenie*, 59(7), 563—570.
6. Kudrevatyh A. T., Kuinn N. A., Dergal E. S. (2018). Modelirovanie processa izmereniya sdviga izobrazheniya s subpikselnoj tochnostyu. *Stroitelstvo, materialovedenie, mashinostroenie*, Vyp. 106, 83—89.
7. Larionova O. O., Rozhkovskij V. F., Sohach Yu. V. (2003). *Golografichni tehnologiyi v aviacijno-kosmichnij tehnici*: navch. posibnik dlya studentiv vishih navch. zakladiv. Malajchuka V. P. (Ed). Dnipro: RVV DNU, 280 p.
8. *Nerazrushayushij kontrol*: Spravochnik: V 7 t. (2004). V. V. Klyueva (Ed). T. 6: Kn. 2: Opticheskij kontrol. Moskva: Mashinostroenie, 832 p.

Received 11.12.2018

В. М. Маслей¹, В. В. Кавун¹, А. П. Щудро¹,
Ю. В. Сохач², О. Т. Кудреватих², В. Ф. Рожковский²,
С. І. Москальов¹, М. Г. Добрушина¹, А. С. Кулик¹

¹Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

²Дніпровський національний університет
ім. Олеся Гончара, Дніпро, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ КРУПНОГАБАРИТНИХ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ НА ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНІСТЬ

Під час створення космічних апаратів ставляться високі вимоги щодо стабільності кутового положення оптичного сенсора (сканера) відносно зоряного давача його системи орієнтації при тепловому впливі в умовах польоту. В наземних умовах експериментально підтверджується стабільність кутового положення сканера відносно зоряного давача при тепловому впливі на несучу конструкцію космічного апарата при температурі, що близька до температури налагодження сканера на Землі, яка відповідає температурі його функціонування на орбіті. У зв'язку з цим актуальною проблемою є розробка методології експериментальної перевірки розміростабільності несучої конструкції космічного апарата при тепловому впливі. Метою цієї роботи є розробка технології експериментальної перевірки терморозміростабільності крупногабаритної несучої конструкції з композиційних матеріалів оптичного моноблока космічного апарата. Для експериментальної перевірки кутового положення посадкових місць сканерів та зоряних давачів звичайно застосовують лазерне обладнання. У роботі розглянуто розроблену технологію експериментальної перевірки розміростабільності вуглепластикової крупногабаритної несучої конструкції оптичного моноблока космічного апарата при тепловому впливі. Отримані результати випробувань несучої конструкції моноблока підтвердили виконання вимог щодо стабільності кутового положення сканерів та зоряних давачів, які жорстко закріплені всередині оптичного моноблока, при тепловому впливі. Розроблена технологія дозволяє виконувати дослідження розміростабільних крупногабаритних конструкцій при тепловому впливі із застосуванням спеціально розроблених та протестованих лазерно-оптичних пристроїв, а також імітаторів сканерів та зоряних давачів.

Ключові слова: космічний апарат, несуча конструкція, терморозміростабільність, лазерно-оптичний пристрій, імітатор сканера, імітатор зоряного давача.

V. M. Masley¹, V. V. Kavun¹, A. P. Shchudro¹,
Yu. V. Sokhach², O. T. Kudrevatykh², V. F. Rozhkovskiy²,
S. I. Moskalev¹, M. G. Dobrushyna¹, A. S. Kulyk¹

¹Yangel Pivdenne State Design Office, Dnipro, Ukraine

²Oles Honchar Dnipro National University,
Dnipro, Ukraine

INVESTIGATION OF THERMAL DIMENSIONAL STABILITY OF LARGE-SIZE STRUCTURE MADE OF COMPOSITE MATERIALS

The development of spacecrafts imposes high demands on the stability of the angular position of the optical sensor (scanner) relative to star tracker of navigation system under the thermal effect during a flight. On the ground, the stability of the scanner angular position in case of thermal action on the spacecraft load-bearing structure is confirmed experimentally at the temperature that is close to the temperature of the scanner adjustment and is similar to operating temperature. Thereby, an actual problem is the development of a method of experimental verification of dimensional stability of spacecraft load-bearing structure during the thermal action. The purpose of the study is to develop such a method for the spacecraft monoblock based on a large-scale load-bearing structure made of composite materials. The experimental control of the position of scanners' and star trackers' seats is usually made using laser equipment. We present the method of experimental verification of dimensional stability of load-bearing structure under the thermal effect. The composite material of the structure is a carbon-filled plastic. The results of tests of the monoblock load-bearing structure confirm that the requirements for the stability of angular positions of scanners and star trackers fixed inside the optical monoblock were met under the thermal action. The proposed method allows for the study of dimensionally stable large-scale load-bearing structures under the thermal action using specially devised and tested laser/optical devices, as well as scanner and star trackers simulators.

Keywords: spacecraft, load-bearing structure, thermal dimensional stability, laser/optical device, scanner simulator, star tracker simulator.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.03.40>

УДК 519.9

О. П. Федоров, Л. І. Самойленко, Л. М. Колос, Л. В. Підгородецька

Інститут космічних досліджень Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Київ, Україна

ПРОБЛЕМИ ВИКОРИСТАННЯ СУПУТНИКОВИХ ДАНИХ ДЛЯ МОНІТОРИНГУ ЦІЛЕЙ СТАЛОГО РОЗВИТКУ УКРАЇНИ

Розглянуто низку міждисциплінарних проблем спільного використання супутникових та наземних даних у задачах моніторингу цілей сталого розвитку України. Ці проблеми розглядаються в контексті приєднання України до Всесвітньої стратегії сталого розвитку та розроблення відповідної методології. Аналіз чинних нормативно-правових документів показав, що вони лише частково відповідають ідеології «Порядок денний-2030», причому є тенденція уникнення індикаторів або інших показників, які передбачають кількісне оцінювання, зокрема за допомогою дистанційних даних. Визначено перелік національних цілей, завдань та індикаторів, які можуть підтримуватися даними космічних спостережень, розглянуто низку методичних питань щодо гармонійного входження розроблюваної української підсистеми у міжнародні системи моніторингу цілей сталого розвитку.

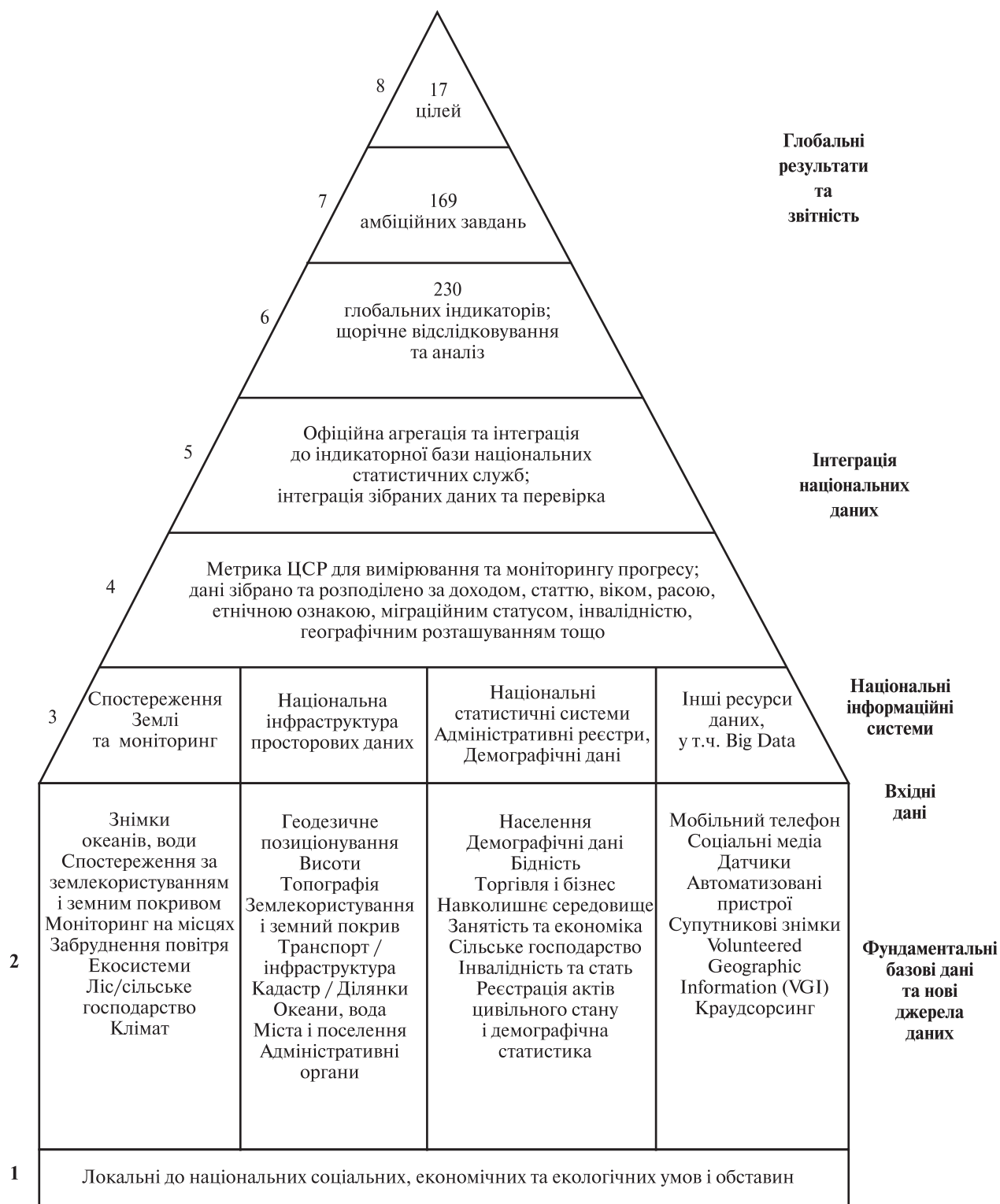
Ключові слова: цілі сталого розвитку, індикатори, істотні змінні, супутникові дані.

Впровадження ідеології сталого розвитку (СР) набуло нової якості з прийняттям на Саміті ООН у 2015 році документа «Порядок денний в галузі СР на період до 2030 року» (Agenda 2030) [35]. Він визначив 17 глобальних цілей сталого розвитку (ЦСР), спрямованих на просування трьох взаємопов'язаних складових СР — економічного зростання, соціальної відповідальності, захисту довкілля. ЦСР окреслюють глобальні пріоритети, для їхнього досягнення сформульовано завдання та визначено глобальні індикатори для моніторингу параметрів розвитку. Контроль поточної ситуації та покроковий аналіз ефективності реалізованих заходів на основі комплексу показників-індикаторів реалізує механізм керуваності на основі зворотного зв'язку для коригування і актуалізації завдань і обраних стратегій

просування до ЦСР. У цілому впровадження ідеології СР у суспільну практику відображає процес переходу від традиційних схем планування до управління адаптивною системою, яка здатна вдосконалюватися.

Парадигма СР носить інклюзивний характер («нікого не залишити осторонь») і передбачає солідарні колективні дії на глобальному і національному рівнях. Глобальна структура показників — це засіб, за допомогою якого уряди можуть практично контролювати і звітувати про хід досягнення цілей. Тому цей підхід є підґрунтям інтеграції принципів сталого розвитку до національної політики. Очікується, що уряди країн світу сформулюють на основі ЦСР національні плани та ініціативи відповідно до наявних можливостей, а цілі, завдання та індикатори глобального рівня будуть адаптовані відповідно до пріоритетів розвитку та безпеки країн шляхом

© О. П. ФЕДОРОВ, Л. І. САМОЙЛЕНКО,
Л. М. КОЛОС, Л. В. ПІДГОРОДЕЦЬКА, 2019



Загальна структура «потоків даних» про сталий розвиток національних інформаційних систем, яка забезпечує побудову блоків та процесів для кожної конкретної країни для вимірювання та моніторингу ЦСР з місцевих реальних умов шляхом узгодження глобальної гармонізованої звітності

розроблення національних цілей, завдань та індикаторів. Передбачено проведення моніторингу досягнення ЦСР на глобальному, регіональному, національному та тематичному рівнях, при цьому в центрі уваги перебуває національний моніторинг. За результатами моніторингу відповідними структурами ООН готується щорічна доповідь, яка обговорюється на Політичному форумі високого рівня.

17 цілей сталого розвитку, 169 завдань та 230 глобальних індикаторів визначають новий підхід до сталого розвитку, який керується конкретною інформацією та доказовою базою: «Якщо не вимірювати, то не можна й керувати». Реалізація ідеології «Порядок денний-2030» вимагатиме інтеграції та експлуатації багатьох нових наборів даних для моніторингу цілей та пов'язаних показників, а також істотної модернізації національних статистичних та геопросторових систем. На рисунку показано схему взаємодії різних підсистем, яка реалізує задекларований підхід [30]. Принципово важливе місце займають дані космічних спостережень, завдяки їхнім унікальним можливостям щодо масштабності та оперативності огляду, отримання глобальної та локальної інформації про природні та господарські об'єкти, регулярності спостереження Землі як системи. Резолюція Всесвітньої конференції із сталого розвитку (Йоханесбург, 2002) [22] відзначила неможливість забезпечення сталого розвитку без залучення дистанційних супутникових даних.

Відзначимо, що використання супутникових даних не виступає суто як засіб покращення наявних методів. Мова йде про інноваційний підхід, оснований на інтеграції наземних та космічних даних у моделях природних і техногенних процесів, який забезпечить якісно новий рівень вирішення задач моделювання та прогнозування, і в цілому — інформаційної підтримки управлінських рішень. Ця принципова задача є одним із пріоритетів створюваної всесвітньої системи систем спостереження Землі з космосу GEOSS та європейської системи COPERNICUS. Протягом останніх років ініційовано декілька проєктів, в яких розроблюються методологічні підходи до створення практично працюючих інфор-

маційних сервісів, які реалізують ланцюг від спостережної інформації до істотних змінних відповідних моделей і до індикаторів СР. Найбільший прогрес досягнуто у сферах кліматичних змін та погоди, досліджень океану, а також моніторингу біорізноманіття [18] (огляд відповідних національних проєктів розглянуто у монографії ЄКА [30]).

Для України залучення до міжнародних зусиль відповідно до «Порядку денного — 2030» має принципове значення як з огляду на національні інтереси, так і в контексті євроінтеграційних процесів. Вже зараз окремі органи виконавчої влади мають надавати поточну інформацію щодо індикаторів СР з використанням супутникових даних. Для розроблення методичних основ національної стратегії СР важливе значення має проєкт створення європейського дослідницького простору в галузі залучення супутникових спостережень у визначення індикаторів сталого розвитку ERA-Planet (проєкт у рамках програми HORYZON 2020, що підтримується НАН України). Відповідна робота на національному рівні тільки-но розпочалась і вимагатиме злагодженої роботи різних інституцій та науковців, як і координації на міжнародному рівні. З огляду на це у даній статті аналізуються процес приєднання України до всесвітньої стратегії сталого розвитку та проблематики використання у цьому контексті технологій космічного спостереження Землі.

ПРИЄДНАННЯ УКРАЇНИ ДО ВСЕСВІТНЬОЇ СТРАТЕГІЇ СТАЛОГО РОЗВИТКУ

Актуальною для України задачею є визначення власного шляху досягнення ЦСР, трансформація загального Порядку денного СР у національні плани, стратегію та бачення. Україна офіційно підтримала міжнародні рішення щодо нової моделі розвитку, такі як «Порядок денний на ХХІ століття» (Ріо-де-Жанейро, 1992), Декларація Тисячоліття ООН 2000—2015 (2000), Йоханнесбурзька декларація та План реалізації рішень Всесвітнього саміту ООН зі сталого розвитку (Йоханнесбург, 2002), «Майбутнє, якого ми прагнемо» (Ріо-де-Жанейро, 2012), «Перетворення нашого світу: Порядок денний в області

сталого розвитку на період до 2030 року» (Нью-Йорк, 2015) [14, 22, 31, 35, 36] та приєдналась до Конвенцій ООН про охорону біорізноманіття, про боротьбу з опустелюванням, про зміну клімату. У 2003 р. в ООН було представлено аналітичну доповідь «Цілі Розвитку Тисячоліття Україна: 2000—2015», яка презентувала світовий громадськості національні виміри розвитку у вигляді набору з семи національних цілей, однією з яких була ціль «сталий розвиток довкілля». Підсумком реалізації завдань «ЦРТ Україна: 2000—2015» стали певні позитивні зрушення, однак у цілому запланованих цілей було досягнуто лише частково [3] внаслідок вузькогалузевого підходу до виконання завдань, відсутності національної концепції СР і відповідної стратегії.

Слід зазначити, що *затвердженій на законодавчому рівні* національної Концепції або Стратегії сталого розвитку, гармонізованих з профільними документами ООН, в Україні досі немає. Було здійснено кілька спроб створення та затвердження національної Концепції СР — у 2001 р. (два проекти Закону України про Концепцію), у 2004 р. та у 2012 р. (проекти Концепції та Національної стратегії СР були розроблені низкою інститутів НАНУ), однак вони не увінчалися успіхом. Для забезпечення позитивної динаміки виконання завдань «ЦРТ Україна 2000—2015» у 2003 р. Постановою КМУ була затверджена «Комплексна програма реалізації на національному рівні рішень, прийнятих на Всесвітньому саміті зі сталого розвитку», її реалізація розглядалась як пріоритетний напрям діяльності центральних і місцевих органів виконавчої влади на 2003—2015 рр., проте у 2011 р. цю програму було закрито.

У 2015 р. Указом Президента України був прийнятий документ «Стратегія сталого розвитку «Україна-2020» [11], який передбачає реалізацію плану реформ та програм за чотирма векторами руху (розвитку, безпеки, відповідальності, гордості). Він концептуально відображає низку пріоритетів ЦСР, однак з моделлю сталого розвитку ООН не гармонізований та не відповідає формату глобальних документів ООН щодо СР, зокрема екологічна складова у його складі не конкретизована, переліку конкретних завдань та відповідних індикаторів немає.

У даний час в Україні проводиться аналітична робота з визначення напрямів розвитку країни на довгострокову перспективу — до 2030 р. в контексті імплементації у національній політиці ЦСР, які були затверджені на Саміті ООН у 2015 р. При координації Мінекономрозвитку у 2016 р. було розроблено Національну доповідь «Цілі Сталого Розвитку: Україна» (далі — «ЦСР — Україна 2030») [4], яка адаптує на національний рівень, з урахуванням умов і пріоритетів України, 17 глобальних ЦСР ООН. На цій основі у 2017 р. українськими експертами за підтримки Програми розвитку ООН в Україні та Глобального екологічного фонду в рамках проекту «Інтеграція положень Конвенцій Ріо в національну політику України» підготовлено проект Стратегії сталого розвитку України до 2030 р. і проект Національного плану дій на 2017—2020 рр. з впровадження Стратегії (НПД) [12]. У сукупності документи [4, 12] визначають модель сталого розвитку України та її шлях до досягнення ЦСР в економічному, екологічному та соціальному аспектах.

Механізмом впровадження у практику засад сталого розвитку є інтеграція ЦСР у плани профільних міністерств і галузеву політику, тому є актуальним питання — якою мірою у чинних стратегічних документах відбиваються сформульовані у документах [4, 12] національні цілі та завдання СР (дослідження за цим напрямом проведено, зокрема, у роботі [1]).

Національну доповідь «ЦСР — Україна 2030» [4] розроблено за форматом глобальних документів ООН: вона адаптує для України 17 глобальних цілей і містить відповідно 17 національних цілей, які спираються на 86 завдань та 172 індикатори для їхнього моніторингу. Проект Стратегії сталого розвитку України до 2030 р. [12] встановлює систему семи стратегічних цілей (СЦ), кожна з них включає ряд операційних цілей (ОЦ) та завдань, при цьому перелік ключових цільових показників структуровано за векторами «розвиток, безпека, відповідальність», задекларованими у документі [11]. Слід відмітити слабку скоординованість та узгодженість ключових документів [4, 11, 12], розроблених у логіці сталого розвитку України, відмінності у їхній структурі, форматах, формулюваннях цілей та завдань, що знижує рі-

вень їхньої системності, взаємозв'язків між ними, ускладнює моніторинг одержаних результатів. НПД [12] окреслює програму дій на короткостроковий період і є відпрацьованим розгорнутим документом, в якому, окрім СЦ, ОЦ, завдань та індикаторів, конкретизовано заходи, що підкріплюють виконання завдань, а також наводиться інформація щодо потенційних виконавців, строків виконання, джерел та обсягів фінансування з розподілом по роках.

Щоб визначити, якою мірою національні ЦСР за напрямом природокористування та захисту довкілля відображено у чинній нормативно-правовій базі, та щоб виявити можливі прогалини, ми виконали порівняльний аналіз документа «ЦСР — Україна 2030» [4] та групи профільних нормативно-правових актів національного рівня [5—11]. Аналіз проводився за такими критеріями: гармонізація з ідеологією сталого розвитку; наявність **напрямів, цілей, завдань екологічної спрямованості**, релевантних ЦСР; наявність та кількість індикаторів досягнення цілей та виконання завдань. За методологічну основу було взято рекомендації, наведені в аналітичному дослідженні [28], які передбачають: сканування мети, структури та змісту документів, стратегічних цілей, завдань і планів, а далі — їхнє порівняння з національними ЦСР та цільовими показниками.

Як показав аналіз, розглянуті чинні документи мають різні рівні гармонізації з ідеологією СР. Закон України «Про національну безпеку України» та Указ Президента України «Про нову редакцію Стратегії національної безпеки України» сприяють вирішенню задач екологічної безпеки, однак з моделлю сталого розвитку ООН не гармонізовані, цільових показників та термінів виконання не містять. У Стратегії сталого розвитку «Україна-2020» [11] екологічний вимір розвитку не конкретизований. Адекватно відображає національний контекст ЦСР зі створення екологічно збалансованої системи природокористування Закон України «Про Основні засади (стратегію) державної екологічної політики України на період до 2020 року», спрямований на поетапне поліпшення стану екосистем, вдосконалення інтегрованого екологічного управління, припи-

нення втрат біологічного та ландшафтного різноманіття. Однак цей документ, розроблений в контексті реалізації завдань «ЦРТ Україна: 2000—2015», потребує актуалізації. Певною мірою відповідає ЦСР Національний план дій щодо боротьби з деградацією земель та опустелюванням, який передбачає широкий спектр заходів для стабілізації стану екосистем, зокрема із застосуванням ГІС-технологій та технологій дистанційного зондування Землі, однак індикаторів або показників документ не містить. Пріоритети інших розглянутих документів також у різній мірі корелюють з ідеологією СР.

Для виявлення прогалин щодо відповідності чинних документів національним цілям та завданням, сформульованим у доповіді [4], використовувалась методологія GAP-аналізу (аналізу розривів, виявлення пробілів, управління змінами), який є одним з ефективних методів стратегічного аналізу, що знайшов застосування у сучасній практиці діагностики організаційних проблем. Проведений аналіз дозволив визначити низку прогалин, серед яких можна, зокрема, вказати такі:

- ціль 11 [4], завдання 11.4 «Забезпечити своєчасне оповіщення населення про надзвичайні ситуації з використанням інноваційних технологій»: відображено у розглянутих документах опосередковано, технології реконструкції системи оповіщення не конкретизовано;
- ціль 14, завдання 14.1 «Скоротити забруднення морського середовища»: у чинних документах відображено, однак кількісні характеристики та показники забруднення відсутні;
- ціль 15, завдання 15.1 «Забезпечити збереження, відновлення та стале використання наземних і внутрішніх прісноводних екосистем»: у чинних профільних документах це завдання передбачено лише для територій природно-заповідного фонду;
- ціль 15, завдання 15.2 «Сприяти сталому управлінню лісами»: у розглянутих документах використовується лише кількісний показник «лісистість території», інші складові та показники стану лісів та управління ними відсутні;
- ціль 15, завдання 15.3: «Відновити деградовані землі та ґрунти з використанням інновацій-

них технологій»: у нормативних документах кількісні характеристики рівня деградації земель відсутні, у тому числі, показник «нейтральний рівень деградації земель»;

- ціль 15, завдання 15.4: «Забезпечити збереження гірських екосистем»: у проаналізованих державних документах гірські екосистеми розглядаються лише у межах територій природно-заповідного фонду.

За результатами аналізу можна зробити висновки, що розглянуті нормативно-правові акти державної екологічної політики тією чи іншою мірою включають ЦСР, адаптовані для України, і в цілому спрямовані на впровадження загальних принципів СР. Вони відрізняються за типами і масштабами (закон, стратегія, план, програма), розроблені в різних форматах, мають різні рівні охоплення сфер діяльності, що відповідають ЦСР, різні терміни виконання і часові горизонти. Деякі завдання лише частково корелюють із завданнями ЦСР, низка документів за змістом відповідають національним цілям, але не включають цільових показників, або задекларовані індикатори носять загальний характер та недостатньо конкретизовані. Деякі акти мають термін дії до 2020 р. і не містять довгострокового перспективного бачення просування до ЦСР (горизонт глобальних ЦСР ООН — 2030 рік). Отже, в цілому наявна система документів лише частково відповідає ідеології «Порядку денного — 2030», при цьому відзначається тенденція уникнення індикаторів або інших показників, які передбачають кількісне оцінювання.

ОСНОВНІ ПІДХОДИ ДО ВИКОРИСТАННЯ СУПУТНИКОВИХ ДАНИХ ДЛЯ МОНІТОРИНГУ ЦІЛЕЙ СТАЛОГО РОЗВИТКУ

Вітчизняна практика та розглянута вище чинна нормативна база практично не враховують сучасних тенденцій використання космічних даних для визначення істотних змінних та індикаторів стану геосистем, необхідних для прийняття рішень у сфері керування СР. Більше того, система інформування міжнародної спільноти, передбачена відповідними угодами, вкрай недосконала і ґрунтується на зовнішніх вимогах, тоді як імперативи власного розвитку практично відсутні. Укра-

їна не представлена на урядовому рівні у міжнародних структурах, які координують діяльність в галузі супутникових спостережень в інтересах сталого розвитку, зокрема, у міждержавній групі GEO. Отже, організаційні та координаційні проблеми є серйозною перешкодою на шляху впровадження інноваційних технологій моніторингу сталого розвитку. Без координації дій різних органів управління та інституцій міждисциплінарна діяльність зі створення та ефективного функціонування національної системи моніторингу сталого розвитку неможлива. В даному розділі зосередимося на методичних аспектах проблеми впровадження супутникових даних, яка потребує вирішення у національному масштабі. Зокрема, розглянемо перелік ЦСР, для яких дистанційні дані є релевантними, а також підходи до визначення істотних змінних та комплексного використання великих обсягів даних.

40-річна історія використання супутникових технологій демонструє, що наразі ми є свідками переходу до нового етапу, у якому дистанційні дані спричиняють трансформаційний вплив на вирішення низки глобальних завдань, таких як моніторинг та захист вразливих екосистем, забезпечення стійкості інфраструктури, управління кліматичними ризиками, охорона здоров'я, підвищення рівня продовольчої безпеки, створення більш стійких міст, зменшення бідності та поліпшення управління. Унікальне значення супутникових даних стало предметом розгляду на Першому Всесвітньому форумі ООН з даних щодо сталого розвитку (2017 р.), який схвалив Кейптаунський глобальний план дій. Одним із стратегічних напрямів удосконалення системи глобальних індикаторів визначено застосування нових технологій і джерел даних у статистичній діяльності та інтеграція геопросторової інформації у підготовку статистичних даних. Цей загальний висновок обумовлює наступні фундаментальні функції, які супутникові дані виконуватимуть у проблемі моніторингу досягнення ЦСР [17]: 1) забезпечують життєздатність створюваної системи індикаторів; 2) формують підґрунтя для надання більш своєчасних статистичних результатів та зменшення частоти обстежень; 3) підвищують точність звітування за раху-

нок просторового охоплення; 4) підвищують обсяги статистичних даних, сприяють перевірці загальних статистичних даних та забезпечують деталізацію індикаторів.

Міжвідомча група експертів з індикаторів ЦСР визначила п'ять пріоритетних напрямів наукового забезпечення ефективності процесу досягнення ЦСР: розроблення набору практичних показників; створення програми моніторингу досягнення цих показників; оцінювання процесу руху до поставлених цілей; вдосконалення інфраструктури спостережень; стандартизація джерел та якості даних. Експертною групою ([29], Статистична комісія ООН, березень 2017 р.) представлено пропозиції щодо доопрацювання глобальної індикаторної бази в контексті появи нових джерел інформації та розроблення методології їхнього визначення. З метою полегшення впровадження глобальних показників вони були класифіковані за ступенем методологічного опрацювання та загальної доступності даних на три рівні: 1 — є встановлена методологія визначення показника, дані надаються країнами на регулярній основі; 2 — є встановлена методологія,

дані надаються нерегулярно; 3 — відсутня встановлена методологія визначення показника. За станом на грудень 2017 р. з 232 показників глобальної індикаторної бази до рівня 3 відносять 68 показників (близько 30 %), тобто відсутні (або перебувають у стадії розроблення) кількісні моделі розрахунку майже третини глобальних індикаторів.

Фахівцями GEO (Group of Earth Observation) та CEOS (Committee on Earth Observation Satellites) було оцінено роль супутникових спостережень в реалізації глобальної індикаторної бази в даний час та у майбутньому. Результати аналізу ілюструє табл. 1 [19], яка містить перелік цілей, завдань та індикаторів глобального рівня, які прямо чи опосередковано можуть бути підтримані даними спостереження Землі. Як видно, супутникові дані на високому рівні відповідають вимогам глобальних спостережень і можуть використовуватися для визначення ряду індикаторів СР, при цьому, за даними експертів, 45 % з них належать до рівня 1, 24 % — до рівня 2 і 31 % — до рівня 3.

Принципове значення для активізації впровадження супутникової інформації в метрики гло-

Таблиця 1. Цілі, завдання та індикатори ООН, що можуть підтримуватися даними космічних спостережень

Завдання									Цілі	Індикатори				
							1.4	1.5	1	1.4.2 ²				
						2.3	2.4	2.c	2	2.4.1 ³				
					3.3	3.4	3.9	3.d	3	3.9.1 ¹				
									4					
								5.a	5	5.a.1 ²				
		6.1	6.3	6.4	6.5	6.6	6.a	6.b	6	6.3.1 ²	6.3.2 ³	6.4.2 ¹	6.5.1 ¹	6.6.1 ³
					7.2	7.3	7.a	7.b	7	7.1.1 ¹				
								8.4	8					
			9.1	9.2	9.3	9.4	9.5	9.a	9	9.1.1 ³	9.4.1 ¹			
						10.6	10.7	10.a	10					
	11.1	11.3	11.4	11.5	11.6	11.7	11.b	11.c	11	11.1.1 ¹	11.2.1 ²	11.3.1 ²	11.6.2 ¹	11.7.1 ³
				12.2	12.4	12.8	12.a	12.b	12	12.a.1 ³				
					13.1	13.2	13.3	13.b	13	13.1.1 ²				
		14.1	14.2	14.3	14.4	14.6	14.7	14.a	14	14.3.1 ³	14.4.1 ¹	14.5.1 ¹		
	15.1	15.2	15.3	15.4	15.5	15.7	15.8	15.9	15	15.1.1 ¹	15.2.1 ¹	15.3.1 ²	15.4.1 ¹	15.4.2 ¹
								16.8	16					
17.2	17.3	17.6	17.7	17.8	17.9	17.16	17.17	17.18	17	17.6.1 ³	17.18.1 ³			

Примітка. Верхній символ при індикаторах вказує на віднесення його до певного рівня класифікації (див. вище).

Таблиця 2. Модель [2] оцінювання екологічної складової СР для регіонів України, індикатори і параметри, для визначення яких можуть бути використані космічні дані

Категорія політики	Індикатор	Параметри	Космічні дані (супутник)
Екологічні системи	Атмосферне повітря міст	Вміст окису вуглецю в атмосферному повітрі міст Перевищення вмісту окису вуглецю Вміст пилу в атмосферному повітрі міст Перевищення вмісту пилу в атмосферному повітрі міст Вміст формальдегіду в атмосферному повітрі міст Перевищення вмісту формальдегіду Вміст двоокису нітрогену в атмосферному повітрі міст Перевищення вмісту двоокису нітрогену	«Sentinel-5P», «Aura»
	Тваринний і рослинний світ	Об'єкти природо-заповідного фонду (ПЗФ) Зміна площі об'єктів ПЗФ Види флори під загрозою Види фауни під загрозою Відтворення рослинного світу Відтворення тваринного світу	«Sentinel-2» «Sentinel-2, -3»
	Надра і земельні ресурси	Забруднення підземних вод Деградовані землі Поширення зсувів Порушені та відпрацьовані землі	«Sentinel-1» «Sentinel-1»
	Водні ресурси:	Біологічне споживання кисню Фосфати Нітрати Завислі речовини Використання води	«Sentinel-2»
Екологічне навантаження	Викиди в атмосферу	Викиди забруднювальних речовин на душу населення Споживання кам'яного вугілля Споживання мазутів топкових важких Споживання дров для опалення Щільність викидів сполук сульфору Щільність викидів оксидів нітрогену Щільність викидів летких органічних сполук Щільність викидів від автомобільного транспорту	«Sentinel-5P», «Aura» «Sentinel-5P», «Aura» «Sentinel-5P», «Aura»
	Екологічний тиск і керування природними ресурсами	Вилів риби Заготівля деревини Зміна лісовкритої площі Лісистість Рілля Забирання поверхневої води Забирання підземної води	«Sentinel-2, -3» «Sentinel-2, -3» «Sentinel-2»
	Поводження з відходами	Використання відходів Накопичення відходів Площі під твердими побутовими відходами Щільність утворення відходів Утворення відходів на душу населення	«Sentinel-2»
Регіональне екологічне керування	Біологічні проекти	Біологічні організації Екологічна мережа Спостереження за станом довкілля Фінансування природоохоронних заходів Фінансування природоохоронних заходів до ВРП	«Sentinel-1, «Sentinel-2», «Sentinel-3»
	Викиди парникових газів	Інтенсивність карбонового сліду Викиди парникових газів на душу населення Викиди парникових газів до ВРП Поновлення лісу Зміни у лісопоновленні	«Envisat», «Aqua», «Sentinel-5P», GOSAT, OCO-2, «Aura» «Sentinel-2, -3» «Sentinel-2, -3»

бального управління має політика GEO та інших міжнародних структур щодо відкритості даних. Вже протягом тривалого часу дослідники та користувачі можуть одержувати у відкритому доступі та на регулярній основі оперативні та архівні дані супутників «Сентінель», «Ландсат», «Аура», «Аква» та ін.

Розглянуті напрацювання міжнародної спільноти мають бути враховані у побудові української системи використання аерокосмічних даних для моніторингу ЦСР. Зі сказаного вище стає зрозумілим суттєве відставання України у цьому процесі. Тому першим невідкладним завданням є доопрацювання **системи індикаторів та визначення тих, для яких можуть бути застосовані дистанційні дані**.

Нижче наведено дані аналізу застосовності супутникових даних для двох напрацьованих переліків індикаторів. У роботі [2] співробітниками Національного технічного університету «КПІ» запропоновано трифакторну (економіка, екологія, соціум) та трирівневу (категорія політики, індикатори, параметри) модель для комплексного оцінювання процесів СР для регіонів України. Для розрахунку індексів економічного, екологічного та соціально-інституціонального вимірів використовувались дані Держкомстату, Мінприроди, Мінекономіки, інших установ та дослідницьких центрів, а також експертні висновки. Для кількісного визначення ряду параметрів та індикаторів екологічного виміру можуть бути використані також дані космічних спостережень.

У табл. 2 наведено побудовану авторами модель оцінювання екологічної складової СР (графи 1, 2, 3). У графі 4 відмічено, які параметри можуть визначатися на основі регулярних даних супутникових спостережень відкритого доступу.

Наступним суттєвим кроком для впровадження супутникових даних є **визначення істотних змінних — Essential Variables (EV)**, під якими розуміють «мінімальний набір змінних, які визначають стан системи та її розвиток, і мають вирішальне значення для прогнозування розвитку системи та дозволяють визначати метрики, що контролюють траєкторію системи». Це поняття служить характеристикою моделей екосистем і не включає технологічні характеристики, такі,

наприклад, як просторова та часова роздільна здатність. Оскільки число показників моделі може бути великим, для моделювання відбирають головні, без яких модель втрачає сенс. Інші змінні при цьому не беруться до уваги, проте вони «несуттєві» не взагалі, а лише для даного завдання. З цього випливає, що істотні змінні повинні бути модулями, а не фізичними чи біохімічними характеристиками. Тому кожна істотна змінна при побудові моделі системи повинна відшукуватися як за певними алгоритмами, так і шляхом вибору рівня організації, на якому виникає потрібний модуль, який однозначно забезпечує прогнозовану поведінку системи.

Визначення суттєвих змінних з точки зору методології побудови системи моніторингу ЦСР є ланцюгом, який поєднує дані вимірювань, моделі екосистем та індикатори сталого розвитку. У той же час це відносно самостійна проблема, оскільки EVs виступають потужним інструментом спілкування та оцінок, який дозволяє вченим та практикам підвищувати рівень розуміння змін в екосистемах та формувати політику. У більшості тематичних сфер розробка наборів EVs передбачає процес узгодження того, що є важливим для цілей відповідної спільноти фахівців. Незважаючи на те що у різних спільнотах є багато відмінностей у критеріях та методологіях розробки наборів EVs, наявне також значне перехрещення в різних темах (найбільш очевидний приклад — теми «Клімат» та «Вода»).

На сьогодні тематичними областями з практично сформованим списком EVs є «Клімат» (ECV), «Океан» (EOV) та «Біорізноманіття» (EBV). Наближається до узгодження комплекс EVs для тематики водного середовища та сільськогосподарства (в рамках GEOSS). Додаткова робота очікується для узгодження наборів EV для катастроф, охорони здоров'я та екосистем. Українські фахівці на поточному етапі роботи користуються вже напрацьованим міжнародною спільнотою набором EVs, а власну роботу (як і вироблення ЦСР) ще не розпочато. Очевидно, що скористатися тільки напрацюваннями міжнародних груп фахівців не вдасться, оскільки для кожного регіону необхідно обрати найбільш релевантні моделі та відповідні істотні змінні.

Важливою методичною проблемою, яка має вирішуватися на національному рівні, є застосування Nexus-підходу (від лат. *nectare* — зв'язувати), який став ключовим для опису складних взаємозв'язків між сферами Продовольства, Енергії та Води — Food, Energy, Water — FEW [15, 21]. Традиційно більшість глобальних викликів, хоч і взаємопов'язаних, вирішується окремо, при цьому рішення, реалізовані в одному секторі, можуть мати непередбачені та небезпечні наслідки в інших секторах. Це обумовлено взаємо-пов'язаними характеристиками систем FEW (очевидно, що виробництво продуктів харчування або енергії обмежується, скажімо, наявністю води), заходи в яких зазвичай аналізуються та плануються незалежно.

Nexus-підхід передбачає вивчення взаємодії між різними секторами і переведення управління ресурсами від ізольованих до інтегрованих та економічно ефективних заходів щодо визначення спільних переваг у рамках певних ланцюгів виробництва продукції [16]. Численні кількісні дослідження показали, що підходи до взаємодії можуть виявити синергію та компроміси між секторами, зменшити негативні наслідки та сприяти інтегрованому плануванню та управлінню. Але аналіз проведених досліджень свідчить, що сьогодинішній рівень є далеким від можливостей оцінювання прогресу у досягненні цілей сталого розвитку. У той же час визнано, що Nexus FEW прямо чи опосередковано стосується всіх без виключення ЦСР.

Труднощі застосування цього підходу можна розділити на фундаментальні та технологічні. До перших слід віднести складність формулювання економічних індикаторів, на які впливають компоненти систем FEW. Серед технологічних труднощів у роботі [20] виділено три області. По-перше, обмежена спостережливість ускладнює збирання даних у системах FEW як усередині, так і між ними (наприклад, дуже важко вивчати розподіл підземних вод та енергії вітру). По-друге, керування даними глобальних спостережень FEW не є адекватним: невеликі набори даних, зібрані з різних джерел та різних географічних регіонів, не можуть бути повністю використані разом. По-третє, сучасні дослідження

ускладнюються відсутністю ефективних протоколів обміну даними між секторами та країнами.

Перелічені проблеми дозволяють зрозуміти, чому на сьогодні розроблено здебільшого часткові підходи (Вода — Продовольство чи Енергія — Вода), а застосування Nexus FEW до оцінювання ЦСР потребує великих зусиль. У напрямках, що розроблюються науковою спільнотою, є певні успіхи у вирішенні фізичних або соціальних проблем, тоді як вирішення проблем на рівні геоінформаційних задач (зокрема збирання, інтеграції, керування, аналізу та візуалізації просторових даних, пов'язаних з FEW-зв'язком) ще попереду.

Рішення масштабного завдання застосування Nexus-підходу до оцінювання ЦСР провокує революцію в технології використання даних [27, 33]. Це, у першу чергу, пов'язано з **проблемою Big Data**, зумовленою не тільки великим обсягом даних, але також їхньою різноманітністю, необхідністю швидкої обробки, фільтрації, документування її якості і невизначеностей, а також вимогами до візуалізації (т. з. проблема «5V»). Ця проблема, взагалі кажучи, виникає в різних областях сучасної науки та має безпосередній стосунок до GEOSS — інтегрованої системи великого масштабу, що складається з множини діючих окремо підсистем, пов'язаних, однак, в інтересах вирішення спільних завдань. Варіант рішення, запропонований в рамках створення EuroGEOSS, передбачає організацію посередницької (брокерської) підсистеми — DAB (Discovery and Access Broker), яка забезпечує інтерфейс між користувачами і провайдерами [27]. Ця методологія передбачає ключові нововведення: повністю посередницький (брокерський) підхід, побудований на технології хмарних обчислень. GEO-DAB-архітектура хмарних компонентів має забезпечити всі «5V» завдань.

При побудові української підсистеми моніторингу ЦСР з використанням супутникових даних виникне питання щодо власних підходів до вирішення проблеми забезпечення європейського рівня надання інформаційних сервісів і гармонійного входження в розроблювані системи EuroGEOSS. Наразі виконано перші пілотні проекти українських науковців у рамках створюваної

Таблиця 3. Національні цілі, завдання та індикатори [4], що можуть підтримуватися супутниковими даними

Цілі та завдання	Індикатори	Місія / супутник, космічне агентство
Ціль 2. Подолання голоду, розвиток сільського господарства		
2.3. Забезпечити створення стійких систем виробництва продуктів харчування, що сприяють збереженню екосистем і поступово покращують якість земель та ґрунтів, в першу чергу за рахунок використання інноваційних технологій	2.3.1. Індекс виробництва харчових продуктів, % 2.3.3. Частка сільськогосподарських угідь під органічним виробництвом у загальній площі сільськогосподарських угідь України, %	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
Ціль 6. Чиста вода та належні санітарні умови		
6.5. Забезпечити впровадження інтегрованого управління водними ресурсами	6.5.1. Кількість річкових басейнів, для яких затверджені плани управління	«Sentinel-2» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
Ціль 11. Сталий розвиток міст і громад		
11.2. Забезпечити розвиток поселень і територій виключно на засадах комплексного планування та управління за участю громадськості	11.2.1. Частка регіонів, що затвердили і впроваджують регіональні стратегії розвитку та плани заходів з їхньої реалізації, розроблені за участю громадськості, %	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
11.3. Забезпечити збереження культурної і природної спадщини із залученням приватного сектору	11.3.3. Площа природно-заповідного фонду загальнодержавного значення, % території країни	«Sentinel-2» (ESA) «Landsat-8» (NASA)
11.4. Забезпечити своєчасне оповіщення населення про надзвичайні ситуації з використанням інноваційних технологій	11.4.1. Рівень реконструкції загальнодержавної системи централізованого оповіщення населення, %	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
11.5. Зменшити негативний вплив забруднюючих речовин, у т.ч. на довкілля міст, шляхом використання інноваційних технологій	11.5.1. Обсяг викидів у атмосферне повітря забруднюючих речовин, % до рівня 2015 р. 11.5.2. Сумарний обсяг викидів в атмосферне повітря забруднюючих речовин від стаціонарних джерел, приведений до оксиду вуглецю з урахуванням відносної агресивності основних забруднювачів, % до рівня 2015 р. 11.5.3. Сумарний обсяг викидів в атмосферне повітря забруднюючих речовин від пересувних джерел, приведений до оксиду вуглецю з урахуванням відносної агресивності основних забруднювачів, % до рівня 2015 р.	«Sentinel-5P» (ESA), «Aura» (NASA), GOSAT (JAXA), OCO-2 (NASA), «Suomi NPP» (NOAA), OMI (NASA) GOME-2 (ESA) ODIN (ESA)
Ціль 13. Пом'якшення наслідків зміни клімату		
13.1. Обмежити викиди парникових газів в економіці	13.1.1. Обсяг викидів парникових газів, % до рівня 1990 р.	«Envisat» (SCIAMACHY, NASA), «Aqua» (NASA), GOSAT («Tanso-FTS», 2009, JAXA), OCO-2 (2014, NASA), «Sentinel-5P» (ESA), «Aura» (NASA)

Закінчення табл. 3.

Цілі та завдання	Індикатори	Місія / супутник, космічне агентство
Ціль 14. Збереження морських ресурсів		
14.1. Скоротити забруднення морського середовища	14.1.1. Частка скидів забруднених стічних вод у загальному обсязі скидів до морського середовища, %	«Sentinel-3» (ESA),
14.2. Забезпечити стале використання і захист морських та прибережних екосистем, підвищення їхньої стійкості та відновлення на основі інноваційних технологій	14.2.2. Площа територій та об'єктів природно-заповідного фонду приморських областей, % від території приморських областей 14.2.3. Площа територій та об'єктів природно-заповідного фонду в акваторії Чорного та Азовського морів, тис. га	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
Ціль 15. Захист та відновлення екосистем суші		
15.1. Забезпечити збереження, відновлення та стале використання наземних і внутрішніх прісноводних екосистем	15.1.1. Площа територій та об'єктів природно-заповідного фонду, тис. га 15.1.2. Частка площі територій та об'єктів природно-заповідного фонду у загальній території країни, % 15.1.3. Частка площі територій національної екологічної мережі у загальній території країни, %	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
15.2. Сприяти сталому управлінню лісами	15.2.1. Лісистість території країни, %	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
15.3. Відновити деградовані землі та ґрунти з використанням інноваційних технологій	15.3.1. Кількість визначених та реалізованих завдань щодо досягнення нейтрального рівня деградації земель, одиниць 15.3.2. Площа орних земель (ріллі), тис. га 15.3.4. Площа земель органічного виробництва, тис. га 15.3.5. Площа сільськогосподарських угідь екстенсивного використання (сіножатей, пасовищ), тис. га 15.3.6. Частка площі сільськогосподарських угідь екстенсивного використання (сіножатей, пасовищ) у загальній території країни, %	«Sentinel-1», «Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA), «Landsat-8» (NASA)
15.4. Забезпечити збереження гірських екосистем	15.4.1. Площа територій природно-заповідного фонду в гірських регіонах, тис. га 15.4.2. Частка площі територій природно-заповідного фонду в гірських регіонах у загальній території країни, %	«Sentinel-2», «Sentinel-3» (ESA)

європейської дослідницької мережі застосування супутникових даних для моніторингу ЦСР у рамках проекту ERA-Planet. Серед розроблених сервісів відзначимо такі [13, 23, 24, 32]. Розроблено технології оцінки індикаторів досягнення ЦСР за напрямками «Zero Hunger» (індикатор 2.4.1) та «Life on land» (індикатори 15.1.1 та 15.3.1) відповідно до Nexus-підходу [34]. У національному звіті за програмою UNEP [25] представлено оцінки показників деградації землі (Land Degradation Neutrality), які надаються у конвенцію ООН з боротьби з опустелюванням [26].

Отримані результати будуть використані також як складова загальнодержавної автоматизованої системи «Відкрите довкілля», що створюється під егідою Міністерства екології та природних ресурсів України за підтримки FAO та Світового банку як відкрита система досягнення цілей сталого розвитку на національному рівні.

ВИСНОВКИ

1. Досвід здійснення міжнародних програм GEOSS та COPERNICUS свідчить, що впровадження у систему державного управління ідеології сталого розвитку, визначеної документом ООН «Порядок денний — 2030», має базуватися на нових інформаційних технологіях з використанням даних аерокосмічних спостережень.

2. Розроблюваний міжнародною спільнотою інноваційний підхід передбачає інтеграцію наземних та космічних даних у моделей природних і техногенних процесів, який забезпечить якісно новий рівень вирішення задач моделювання та прогнозування, і в цілому — інформаційної підтримки управлінських рішень.

3. Аналіз чинної в Україні системи документів свідчить, що вони лише частково відповідають ідеології «Порядок денний-2030», причому наявна тенденція уникнення індикаторів або інших показників, які передбачають кількісне оцінювання.

4. Аналіз визначених для України цілей сталого розвитку виявив суттєву роль залучення супутникових даних, які мають використовуватися у 40 % оцінюваних індикаторів, а саме, 6 національних цілей, 13 завдань та 24 індикатори пря-

мо чи опосередковано мають використовувати дані спостереження Землі (табл. 3).

5. При побудові української підсистеми моніторингу цілей сталого розвитку з використанням супутникових даних виникає низка актуальних методичних питань (зокрема визначення істотних змінних, використання Nexus-підходу, проблеми Big data), вирішення яких є необхідним для розроблення власних підходів і гармонійного входження в розроблювані системи EuroGEOSS.

ЛІТЕРАТУРА

1. Аналіз державних стратегічних документів щодо врахування адаптованих для України Цілей сталого розвитку до 2030 року. Київ, 2017. URL: <http://www.ua.undp.org/content/ukraine/uk/home/library/sustainable-development-report/sdg-goals-ua-govt-strategies-full.html> (дата звернення: 21.01.2019).
2. Аналіз сталого розвитку: глобальний і регіональний контексти. Ч. 2: Україна в індикаторах сталого розвитку (2011—2012). Київ: НТУУ «КПІ», 2012. 232 с.
3. Національна доповідь «Цілі розвитку тисячоліття. Україна: 2000—2015». Київ, 2015. URL: http://un.org.ua/images/stories/docs/2015_MDGs_Ukraine_Report ukr.pdf (дата звернення: 21.01.2019).
4. Національна доповідь: «Цілі сталого розвитку: Україна». Київ: Міністерство економічного розвитку і торгівлі України, 2017. 176 с. URL: http://menr.gov.ua/files/docs/Національна%20доповідь%20ЦСР%20України_липень%202017%20ukr.pdf (дата звернення: 21.01.2019).
5. Про затвердження Загальнодержавної цільової програми розвитку водного господарства та екологічного оздоровлення басейну річки Дніпро на період до 2021 р.: Закон України від 24.05.2012 № 4836-VI. Київ, 2012. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/4836-17> (дата звернення: 21.01.2019).
6. Про затвердження Національного плану дій щодо боротьби з деградацією земель та опустелюванням: Розпорядження КМУ від 30.03.2016 № 271-р. Київ, 2016. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/271-2016-p> (дата звернення: 21.01.2019).
7. Про затвердження Положення про державну систему моніторингу довкілля: Постанова КМУ від 30.03.1998 № 391. Київ, 1998. (Дата оновлення: 18.10.2017). URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/391-98-p> (дата звернення: 21.01.2019).
8. Про національну безпеку України: Закон України від 21.06.2018 № 2469-VIII. Київ, 2018. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2469-19> (дата звернення: 21.01.2019).

9. Про основні засади (стратегію) державної екологічної політики України на період до 2020 року: Закон України від 21.12.2010 № 2818-VI. Київ, 2010. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2818-17> (дата звернення: 21.01.2019).
10. Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 8 червня 2012 року «Про нову редакцію Стратегії національної безпеки України»: Указ Президента України від 08.06.2012 № 389/2012. Київ, 2012. Дата оновлення: 29.05.2015. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/389/2012> (дата звернення: 21.01.2019).
11. Про Стратегію сталого розвитку «Україна — 2020»: Указ Президента України від 12.01.2015 № 5/2015. Київ, 2015. URL: <http://zakon0.rada.gov.ua/laws/show/5/2015> (дата звернення: 21.01.2019).
12. Стратегія сталого розвитку України до 2030 р. Проект 2017. Київ, 2017. URL: http://www.ua.undp.org/content/dam/ukraine/docs/SDGreports/UNDP_Strategy_v06-optimized.pdf (дата звернення: 21.01.2019).
13. Яйлимов Б. Я., Лавренюк М. С., Шелестов А. Ю., Колотій А. В., Яйлимова Г. О., Федоров О. П. Методи визначення істотних змінних для оцінки стану земного покриття. *Космічна наука і технологія*. 2018. 24, № 4. С. 24—37. doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.04.026>.
14. Agenda 21. *United Nations Conf. on Environment and Development (UNCED)*. Rio de Janeiro, 1992. URL: <https://sustainabledevelopment.un.org/content/documents/Agenda21.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
15. Allouche J., Middleton C., Gyawali D. Nexus Nirvana or Nexus Nullity? A dynamic approach to security and sustainability in the water-energy-food nexus. *STEPS Working Paper 63*. Sussex: STEPS Center. 2014. URL: <https://steps-centre.org/wp-content/uploads/Water-and-the-Nexus.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
16. Biggs E. M., Bruce E., Boruff B., et al. Sustainable Development and the Water-Energy-Food Nexus: A Perspective on Livelihoods. *Environ. Sci. and Policy J.* 2015. 54. P. 389—397. URL: <https://doi.org/10.1016/j.envsci.2015.08.002> (Last accessed: 21.01.2019).
17. Cape Town Global Action Plan for Sustainable Development Data. 2017. URL: <http://unstats.un.org/sdgs/hlg/Cape-Town-Global-Action-Plan> (Last accessed: 21.01.2019).
18. Copernicus Climate Change Service (C3S). *European Contribution to the Monitoring of Essential Climate Variables from Space*. 2017. URL: <https://www.ecmwf.int/sites/default/files/elibrary/2017/17860-european-contribution-monitoring-essential-climate-variables-space.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
19. Earth Observations in Support of the 2030 Agenda for Sustainable Development. JAXA. 2017. URL: http://www.earthobservations.org/documents/publications/201703_geo_eo_for_2030_agenda.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
20. Eftelioglu E., Jiang Z., Tang X., Shekhar S. The nexus of food, energy, and water resources: Visions and challenges in spatial computing. *The 13th Int. Conf. Advances in Geocomputation — Geocomputation 2015*. Heidelberg: Springer, 2017. P. 5—20. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-22786-3_2 (Last accessed: 21.01.2019).
21. Hoff H. Understanding the Nexus. *Bonn2011 Conference: The Water, Energy and Food Security Nexus*. Stockholm: Stockholm Environ. Inst., 2011. URL: <https://media-manager.sei.org/documents/Publications/SEI-Paper-Hoff-UnderstandingTheNexus-2011.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
22. Johannesburg Declaration on Sustainable Development. *The World Summit on Sustainable Development, Johannesburg, 2002*. 2002. URL: <http://www.un-documents.net/jburgdec.htm> (Last accessed: 21.01.2019).
23. Kussul N., Kolotii A., Shelestov A., Yailymov B., Lavreniuk M. Land degradation estimation from global and national satellite based datasets within UN program. *Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS)*. 2017. 1. P. 383—386.
24. Kussul N., Lavreniuk M., Shumilo L., Kolotii A. Assessment of Sustainable Development Goals Achieving with Use of NEXUS Approach in the Framework of GEO-Essential ERA-PLANET Project. *Advances in Intelligent Systems and Computing*. Cham: Springer, 2019. 836. P. 146—155. DOI: 10.1007/978-3-319-97885-7_15
25. Land Degradation Neutrality. URL: <http://web.unep.org> (Last accessed: 21.01.2019).
26. Land Degradation Neutrality. United Nations Convention to Combat Desertification. URL: <https://www.unccd.int/actions/achieving-land-degradation-neutrality> (Last accessed: 21.01.2019).
27. Nativi S., Mazzetti P., Santoro M., Ochiai O. Big Data challenges in building the Global Earth Observation System of Systems. *Environ. Model. and Software*. 2015. 68. P. 1—26.
28. Rapid Integrated Assessment (RIA). To facilitate mainstreaming of SDGs into national and local plans. Version 10 may 2016. 86 p. 2017. URL: http://www.undp.org/content/dam/undp/library/Sustainable%20Development/SDG%20Tools/Rapid_Integrated_Assessment_10May2017.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
29. Report: *Inter-Agency and Expert Group on Sustainable Development Goal Indicators, 49 session*, 2018. URL: <https://unstats.un.org/unsd/statcom/49th-session/documents/2018-2-SDG-IAEG-E.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
30. Scott G., Rajabifard A. Sustainable development and geo-spatial information: a strategic framework for integrating a

- global policy agenda into national geospatial capabilities. *Geo-spatial Inform. Sci.* 2017. 20, № 2. P. 59–76. URL: <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/10095020.2017.1325594> (Last accessed: 21.01.2019).
31. Rio+20, The Future We Want. *United Nations Conf. on Sustainable Development*. Rio de Janeiro. 2012. URL: https://rio20.un.org/sites/rio20.un.org/files/a-conf.216l-1_english.pdf.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
 32. Shumilo L. et al. Use of Land Cover Maps as Indicators for Achieving Sustainable Development Goals. *IGARSS 2018—2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. IEEE, 2018. P. 830–833.
 33. Simmons A., Fellous J., Ramaswamy V., et al. Observation and integrated Earth-system science: A roadmap for 2016–2025. *Adv. Space Res.* 2016. 57, № 10. P. 2037–2103.
 34. The Nexus Approach. UNU-FLORES Nexus Observatory. URL: <https://flores.unu.edu/en/research/nexus> (Last accessed: 21.01.2019).
 35. Transforming our world: the 2030 Agenda for Sustainable Development. *United Nations*, 2015. 41 p. URL: <https://sustainabledevelopment.un.org/content/documents/21252030%20Agenda%20for%20Sustainable%20Development%20web.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
 36. United Nations Millennium Declaration. *Resolution 55/2 adopted by the General Assembly of Sep. 8, 2000*. 2000. URL: <http://www.un.org/millennium/declaration/ares552e.htm> (Last accessed: 21.01.2019).
- Стаття надійшла до редакції 21.01.2019
- ## REFERENCES:
1. Analysis of the state strategic documents on taking into account adapted for Ukraine the goals of sustainable development till 2030. URL: <http://www.ua.undp.org/content/ukraine/uk/home/library/sustainable-development-report/sdg-goals-ua-govt-strategies-full.html> [in Ukrainian].
 2. Analysis of sustainable development: global and regional contexts. Ch. 2: Ukraine in indicators of sustainable development (2011–2012). Kyiv: NTUU «KPI», 2012. 232 p. [in Ukrainian].
 3. National report «Millennium Development Goals. Ukraine: 2000–2015». URL: http://un.org.ua/images/stories/docs/2015_MDGs_Ukraine_Report_ukr.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
 4. National Report: «Sustainable Development Goals: Ukraine». Ministry of Economic Development and Trade of Ukraine. 2017. 176 p. URL: http://menr.gov.ua/files/docs/Національна%20доповідь%20ЦПР%20України_липень%202017%20ukr.pdf [in Ukrainian].
 5. About approval of the National Target Program for the Development of Water Management and Environmental Recovery of the Dnipro River Basin until 2021: Law of Ukraine dated May 24, 2012 No. 4836-VI.. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/4836-17> (Last accessed: 21.01.2019).
 6. About approval of the National Action Plan for combating land degradation and desertification: The CMU Decree dated March 30, 2016, No. 271-p. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/271-2016-p> (Last accessed: 21.01.2019).
 7. About approval of the Regulation on the state system of environmental monitoring: Decree of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated March 30, 1998, No. 391. Date of update: 10/18/2017. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/391-98-п> (Last accessed: 21.01.2019).
 8. About National Security of Ukraine: Law of Ukraine dated June 21, 2018 No. 2469-VIII. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2469-19> (Last accessed: 21.01.2019).
 9. About the Basic Principles (Strategies) of the State Environmental Policy of Ukraine for the Period till 2020: Law of Ukraine dated December 21, 2010 No. 2818-VI. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2818-17> (Last accessed: 21.01.2019).
 10. About the decision of the National Security and Defense Council of Ukraine dated June 8, 2012 «On the new edition of the Strategy of National Security of Ukraine»: Decree of the President of Ukraine dated 08.06.2012 № 389/2012. Date updated: 5/20/2015. URL: <http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/389/2012> (Last accessed: 21.01.2019).
 11. About the Strategy of Sustainable Development «Ukraine-2020»: Decree of the President of Ukraine dated January 12, 2015 No. 5/2015. URL: <http://zakon0.rada.gov.ua/laws/show/5/2015> (Last accessed: 21.01.2019).
 12. The Strategy for Sustainable Development of Ukraine until 2030. Project 2017. URL: http://www.ua.undp.org/content/dam/ukraine/docs/SDGreports/UNDP_Strategy_v06-optimized.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
 13. Yajlymov B. Ya., Lavreniuk M. S., Shelestov A. Yu., Kotij A. V., Yajlymova H. O., Fedorov O. P. (2018). Methods of essential variables determination for the Earth's surface state assessing. *Space Sci. and Technol.* 24(4). 24–37. doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.04.026> [in Ukrainian].
 14. Agenda 21. United Nations Conference on Environment and Development (UNCED), Rio de Janeiro, Brazil, 3–14 June 1992. URL: <https://sustainabledevelopment.un.org/content/documents/Agenda21.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
 15. Allouche J., Middleton C., Gyawali D. (2014). Nexus Nirvana or Nexus Nullity? A dynamic approach to security and sustainability in the water-energy-food nexus. STEPS Working Paper 63. Sussex, UK: Social, Technological and Environmental Pathways to Sustainability (STEPS) Center. URL: <https://steps-centre.org/wp-content/uploads/Water-and-the-Nexus.pdf>.
 16. Biggs E. M., et al. (2015). Sustainable Development and the Water-Energy-Food Nexus: A Perspective on

- Livelihoods. *Environ. Sci. and Policy J.*, 54, 389—397. URL: <https://doi.org/10.1016/j.envsci.2015.08.002> (Last accessed: 21.01.2019).
17. Cape Town Global Action Plan for Sustainable Development Data. URL: <http://unstats.un.org/sdgs/hlg/Cape-Town-Global-Action-Plan> (Last accessed: 21.01.2019).
18. Copernicus Climate Change Service (C3S). European Contribution to the Monitoring of Essential Climate Variables from Space. URL: <https://www.ecmwf.int/sites/default/files/elibrary/2017/17860-european-contribution-monitoring-essential-climate-variables-space.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
19. Earth Observations in Support of the 2030 Agenda for Sustainable Development. URL: http://www.earthobservations.org/documents/publications/201703_geo_eo_for_2030_agenda.pdf.
20. Eftelioglu E., Jiang Z., Tang X., Shekhar S. (2017). The nexus of food, energy, and water resources: Visions and challenges in spatial computing. In *Advances in Geocomputation — Geocomputation 2015 - The 13th International Conference* (pp. 5—20). Heidelberg: Springer URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-22786-3_2 (Last accessed: 21.01.2019).
21. Hoff H. (2011). Understanding the Nexus. Background Paper for the Bonn2011 Conference: The Water, Energy and Food Security Nexus. Stockholm Environment Institute, Stockholm. URL: <https://mediamanager.sei.org/documents/Publications/SEI-Paper-Hoff-UnderstandingTheNexus-2011.pdf>.
22. Johannesburg Declaration on Sustainable Development. The World Summit on Sustainable Development, Having met in Johannesburg, South Africa, from 26 August to 4 September 2002. URL: <http://www.un-documents.net/jburgdec.htm> (Last accessed: 21.01.2019).
23. Kussul N., Kolotii A., Shelestov A., Yailymov B., Lavreniuk M. (2017). Land degradation estimation from global and national satellite based datasets within UN program. *Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS)*, 1, 383—386.
24. Kussul N., Lavreniuk M., Shumilo L., Kolotii A. (2019). Assessment of Sustainable Development Goals Achieving with Use of NEXUS Approach in the Framework of GEOEssential ERA-PLANET Project. Chertov O., Mylovanov T., Kondratenko Y., Kacprzyk J., Kreinovich V., Stefanuk V. (Eds). *Recent Developments in Data Science and Intelligent Analysis of Information. ICDSIAI 2018. Advances in Intelligent Systems and Computing*. Cham: Springer, 836, 146—155.
25. Land Degradation Neutrality. URL: <http://web.unep.org> (Last accessed: 21.01.2019).
26. Land Degradation Neutrality. United Nations Convention to Combat Desertification. URL: <https://www.unccd.int/actions/achieving-land-degradation-neutrality> (Last accessed: 21.01.2019).
27. Nativi S., Mazzetti P., Santoro M., Ochiai O. (2015). Big Data challenges in building the Global Earth Observation System of Systems. *Environ. Model. and Software*, 68, 1—26.
28. Rapid Integrated Assessment (RIA). To facilitate mainstreaming of SDGs into national and local plans. Version 10 may 2016. 86 p. URL: http://www.undp.org/content/dam/undp/library/Sustainable%20Development/SDG%20Tools/Rapid_Integrated_Assessment_10May2017.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
29. Report of the Inter-Agency and Expert Group on Sustainable Development Goal Indicators, , 49 session, 6-9 March 2018. URL: <https://unstats.un.org/unsd/statcom/49th-session/documents/2018-2-SDG-IAEG-E.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
30. Scott G., Rajabifard A. (2017). Sustainable development and geospatial information: a strategic framework for integrating a global policy agenda into national geospatial capabilities. *Geo-spatial Inform. Sci.*, 20 (2), 59—76. URL: <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/10095020.2017.1325594> (Last accessed: 21.01.2019).
31. Rio+20, The Future We Want. United Nations Conference on Sustainable Development. Rio de Janeiro, Brazil, 2012. URL: https://rio20.un.org/sites/rio20.un.org/files/a-conf.216l-1_english.pdf.pdf (Last accessed: 21.01.2019).
32. Shumilo L. et al. (2018). Use of Land Cover Maps as Indicators for Achieving Sustainable Development Goals. *IGARSS 2018—2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. IEEE, 830—833.
33. Simmons A., Fellous J., Ramaswamy V., et al. (2016). Observation and integrated Earth-system science: A roadmap for 2016—2025. *Adv. Space Res.*, 57, No. 10, 2037—2103.
34. The Nexus Approach. UNU-FLORES Nexus Observatory. URL: <https://flores.unu.edu/en/research/nexus> (Last accessed: 21.01.2019).
35. Transforming our world: the 2030 Agenda for Sustainable Development. United Nations, 2015. URL: <https://sustainabledevelopment.un.org/content/documents/21252030%20Agenda%20for%20Sustainable%20Development%20web.pdf> (Last accessed: 21.01.2019).
36. United Nations Millennium Declaration (2000). Resolution 55/2 adopted by the General Assembly of September 8, 2000. URL: <http://www.un.org/millennium/declaration/ares552e.htm> (Last accessed: 21.01.2019).

Received 21.01.2019

О. П. Федоров, Л. И. Самойленко,
Л. Н. Колос, Л. В. Подгородецкая

Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев, Украина

ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ ДАННЫХ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ЦЕЛЕЙ УСТОЙЧИВОГО РАЗВИТИЯ УКРАИНЫ

Рассмотрен ряд междисциплинарных проблем совместного использования спутниковых и наземных данных в задачах мониторинга целей устойчивого развития Украины. Эти проблемы рассматриваются в контексте присоединения Украины к Всемирной стратегии устойчивого развития и разработки соответствующей методологии. Анализ действующих нормативно-правовых документов показал, что они лишь частично соответствуют идеологии «Повестка дня-2030», причем наблюдается тенденция избегания индикаторов или других показателей, предусматривающих количественное оценивание, в частности с помощью дистанционных данных. Определен перечень национальных целей, задач и индикаторов, которые могут поддерживаться данными космических наблюдений, рассмотрен ряд методических вопросов гармоничного вхождения разрабатываемой украинской подсистемы в международные системы мониторинга целей устойчивого развития.

Ключевые слова: цели устойчивого развития, индикаторы, существенные переменные, спутниковые данные.

O. P. Fedorov, L. I. Samoylenko,
L. M. Kolos, L. V. Pidgorodetska

Space Research Institute of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Kyiv, Ukraine

PROBLEMS OF USING SATELLITE DATA TO THE ASSESSMENT OF SUSTAINABLE DEVELOPMENT GOALS OF UKRAINE

A number of interdisciplinary problems of satellite and terrestrial data utilization in the assessing the goals of sustainable development of Ukraine are considered. These issues are considered in the context of Ukraine's accession to the World Strategy for Sustainable Development and the generation of an appropriate methodology. The analysis of the current legal documents showed that they only partly correspond to the ideology of the "Agenda-2030", and there is a tendency to avoid indicators that require quantitative assessment, in particular, with the help of satellite data. The list of national goals, tasks and indicators that can be supported by the data of space observations is determined, a number of methodological issues concerning the harmonious entry of the developed Ukrainian subsystem into international systems for monitoring the goals of sustainable development are considered.

Keywords: sustainable development goals, indicators, essential variables, satellite data.

О. В. Дегтярев

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

КРУГЛИЙ СТІЛ РЕКТОРІВ ВИЩИХ НАВЧАЛЬНИХ ЗАКЛАДІВ І ПРОБЛЕМИ АЕРОКОСМІЧНОЇ ОСВІТИ

У травні 2019 р. в ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» (м. Дніпро) відбулася сьома Міжнародна конференція «Космічні технології: сучасне та майбутнє», яка проводиться під егідою Міжнародної академії астронавтики. Однією зі значних подій четвертого дня конференції — 24 травня — стало засідання круглого столу ректорів провідних закладів вищої освіти України (ЗВО) «Університетська наука — космосу». Його учасниками стали глава Державного космічного агентства України, академіки НАН України, керівники КБ «Південне» і університетів-флагманів підготовки фахівців для машинобудування: Запорізького національного технічного університету, Українського державного хіміко-технологічного університету, Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Національного аерокосмічного університету ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Національної металургійної академії України, Національного технічного університету «Дніпровська політехніка», Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут», Одеського національного університету імені І. І. Мечникова, Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна.

На засіданні відзначалося, що спільна робота КБ «Південне» і вищих навчальних закладів України здійснюється згідно з Генеральною угодою про спільні дослідження в галузі створення

ракетно-космічної техніки, укладеною в лютому 2013 року. За шість років у рамках цієї угоди виконано робіт на загальну суму понад 40 мільйонів гривень, розроблено понад сто науково-технічних звітів, вирішено комплекс питань зі створення сучасних конкурентоспроможних зразків ракетно-космічної техніки.

Але головним питанням круглого столу «Університетська наука — космосу» стало обговорення проблеми сучасної системи технічної освіти. Зокрема, учасники круглого столу відзначили, що останнім часом у країні відбуваються дуже негативні процеси в загальноосвітній галузі, що може призвести до повного занепаду рівня технічної освіти та різкого падіння інтелектуального рівня випускників ЗВО України в цілому. За короткий термін у країні може бути створене передове законодавче поле, отримані необхідні кошти, але фахівців-інноваторів, фахівців з високою фізико-математичною підготовкою, технологів, механіків, фахівців ІТ-технологій тощо за короткий термін не підготуєш.

Тому природною є висока занепокоєність керівників вітчизняної ракетно-космічної галузі станом підготовки інженерних кадрів практично за усіма спеціальностями, і особливо фахівцями з високою фізико-математичною підготовкою.

Загальні риси проблеми підготовки фахівців з високою освітою за технічними спеціальностями такі:

- у закладах вищої освіти відзначається значне зниження рівня шкільної підготовки абітурієнтів саме з точних наук, технічні спеціальності не



популярні серед молоді, що зумовлює низький рівень підготовки молодих фахівців;

- у суспільстві встановилася пріоритетність гуманітарної освіти, і як наслідок, стався відтік абітурієнтів на технічні спеціальності, особливо на спеціальності з глибокою фізико-математичною підготовкою;

- наявні освітні програми ЗВО розробляються без урахування реальних потреб високотехнологічних підприємств;

- автономія університетів є декларативною, а не реальною;

- зароблені університетами кошти регламентуються як бюджетні з обслуговуванням через Державне казначейство;

- кількість бюджетних місць (державне замовлення) у ЗВО для технічних спеціальностей зведена до мінімальної, що негативно позначається на кількості та якості знань абітурієнтів технічних факультетів;

- є жорсткий зв'язок між кількістю студентів закладів вищої освіти та кількістю викладачів, який призводить до зниження вимог до рівня знань студентів і якості навчання в цілому;

- сучасне виробництво потребує постійного припливу молодих висококваліфікованих кадрів у зв'язку з тим, що для випуску конкурентоздатної продукції на підприємствах вже застосовуються новітні сучасні технології та нове складне обладнання;

- за роки незалежності країни не прийнято програму забезпечення ЗВО лабораторним обладнанням;



- впровадження дуальної форми освіти, яка могла би значно підвищити якість інженерної освіти в Україні, згідно з ухваленою рішенням колегії МОН України від 26.01.2018 «Концепцією підготовки фахівців за дуальною формою здобуття освіти» передбачено тільки в 2020 — 2023 роках за умов попереднього створення відповідної нормативно-правової бази.

Враховуючи ці негативні процеси, сьогодні можна стверджувати, що назріла нагальна потреба створення постійної робочої групи із систематизації та аналізу наведених вище проблем, а також пошуку шляхів до їхнього вирішення. До складу цієї робочої групи повинні у першу чергу залучатися роботодавці, представники бізнесу, представники університетів, НАН України та інших національних академій з відповідною квотою, працівники МОН України. Це забезпечить практичне врахування позицій роботодавців і наукового суспільства в цілому при розробці та впровадженні усіх новацій МОН України.

Беручи до уваги тривалість змін навчального процесу як у школах, так і у ЗВО, якщо сьогодні не вжити невідкладних заходів для реформ інженерної освіти в Україні, вже через вісім — десять років матиме місце кадрова криза високотехнологічних підприємств. За думкою учасників круглого столу, до таких першочергових заходів належать:

- перехід фінансування вітчизняної науки від сучасної середньої частки 0.5 % від ВВП до 1.7 %, що регламентується Законом України «Про наукову та науково-технічну діяльність»;



- упровадження концепції приватно-державного партнерства освіти, науки, бізнесу і влади з метою створення сприятливої для розвитку вітчизняної інноваційної системи;
- створення постійної робочої групи із представників вітчизняних промислових підприємств, бізнесу, НАН України та інших національних академій наук, університетської спільноти, асоціації роботодавців та інших громадських об'єднань для аналізу проблемних питань вітчизняної вищої освіти і науки та визначення шляхів їхнього вирішення;
- збільшення часу та підвищення якості викладання точних дисциплін у школі за рахунок значного підвищення методології та зарплати вчителів;
- популяризацію досягнень аерокосмічної галузі України та її всебічну підтримку, бо тільки системне економічне зростання в галузі дозволить широко залучати молодь до навчання за технічними спеціальностями;



- зміну процедури вступу до ЗВО, яка дозволить здійснювати якісний відбір абітурієнтів;
 - збільшення кількості бюджетних місць у ЗВО на технічні спеціальності;
 - підвищення престижності технічних спеціальностей шляхом збільшення стипендій на відповідних факультетах;
 - прискорення створення нормативно-правової бази з питань організації освітнього процесу за дуальною формою та/або негайне створення дослідно-експериментальних кластерів для відпрацювання дуальної освіти на базі зацікавлених закладів освіти та високотехнологічних підприємств. ДП «КБ «Південне» могло б стати одним з ефективних майданчиків практичного запровадження системи дуальної освіти.
- За результатами дискусії учасники круглого стола вирішили направити уряду звернення та пропозиції щодо поліпшення системи підготовки висококваліфікованих фахівців для високотехнологічних галузей промисловості.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.03.060>

UDC 530.12:531.51

R. M L. Baker, Jr.

Transportation Sciences Corporation,
|Palm Desert, CA 92260, USA

A WORKING HYPOTHESIS ON THE MUON-DECAY TIME SHORTENING AND TIME

The Earth's atmosphere is showered with cosmic rays that originate from interstellar space. When cosmic rays collide with the Earth's atmosphere, they decay into Muons. These Muons further decay, with several different decay modes, over accurately measured time (out to six to eight significant figures). Muons can be represented as clocks, which can run fast or slow.

Here I have speculated that the duration of Muon decay measured in experiments in 1946—2017 years, which should be a constant, appears to shorten gradually, perhaps irregularly (including pauses), from very roughly 2.330 s (1946) to very roughly 2.202 s (1962—1963). There are questions concerning the most recent measurements, and more accurate experimental data is required to confirm or view with doubt a trend for the gradual shortening of Muon decay time. Namely, from 2007.0 to 2009.5 the more precise Muon decay time measurements exhibit a decrease in apparent Muon decay time of very approximately 13 ps per year. Although this numerical trend is not statistically significant, certainly the apparent decrease in Muon decay time cannot be absolutely ruled out according to a review of the presented data.

Speculation about the cause of the apparent shortening of Muon-decay time suggests that it is tied to the possible variation of the speed of time (clocks running fast or slow) in our Universe. The working hypothesis, to inspire the research of others, is that the intrinsic Muon decay time is not decreasing slightly as measured on its intrinsic clock, but its apparent decay time is decreasing slightly as measured on clocks associated with our Earth and/or our Universe; clocks that are running very slightly fast and slowing down. Several published studies of time variability in our Universe are analyzed. A Proposition that some complex processes or sub systems such as Muon decay are “marching” to their own intrinsic, fixed, “time” or timeframe, which is independent of the flow of “time” in our Universe, is proposed and several published research papers are cited to support the Proposition. Ramifications of the possible change in the speed of time to various scientific fields are mentioned.

Keywords: Muon, Muon decay time, speed of time, high-frequency gravitational waves, relic gravitational waves, dark matter, dark energy, early universe, big bang, big rollout.

INTRODUCTION AND REVIEW OF APPARENT MUON DECAY TIME

The Earth's atmosphere is showered with cosmic rays that originate from interstellar space. When cosmic rays collide with the Earth's atmosphere, they decay into Muons. These Muons further decay, with several different decay modes, over accurately

measured time (out to six to eight significant figures), and almost always produce at least three particles, an electron and two neutrinos. Muons can be represented as clocks, which can run fast or slow. Here I speculate that the duration of Muon decay, which should be a constant, **appears** to shorten gradually, perhaps irregularly (including pauses — when the speed of time remains constant for a while), from 1946 to 2017 from very roughly 2.330 microseconds

© R. M L. BAKER, Jr., 2019

(1946) to very roughly 2.202 microseconds (1962–1963) to very roughly 2.078 microseconds (2016–2017)¹. There are questions concerning these most recent measurements and more *accurate* experimental data is required to confirm or view with doubt a trend to the gradual shortening of Muon decay time. From 2007.0 to 2009.5 the more precise Muon decay time measurements exhibit a decrease in **apparent** Muon decay time of very approximately *13 ps per year*. Although found not to be a statistically significant well-defined numerical trend, certainly the **apparent** decrease in Muon decay time cannot be absolutely ruled out as a working hypothesis² according to a review of the presented data in the Table³ and Fig. 1. Suffice it to say that the existence of such a trend would be an extremely interesting result and is a worthy speculation.

As Clive Woods suggests (email November 18, 2018) “Regarding the assertion that the data **do not preclude a trend to shorter decay times**, the recent results if verified would indicate a reduction in the decay time around 2015. However, let’s assume that we should drop the 1946 measurement (very imprecise and **not** included in Fig. 1a), the two most recent measurements (clear possibility of systematic error and are also **not** included in Fig. 1a), and also the two 2015 measurements (very imprecise for such recent work). Although there is apparently a drop from 1962 to 1973, the error bars on the 1960s measurements are large enough that the results from 1973 to 2013 aren’t too far away (around 1.5 standard errors) and it is **clearly plausible** (that the data **do not preclude a trend to shorter decay times**)...” Woods

also suggests that the elimination of such outliers would mask the presence of a trend. In fine, Woods states: “*I can neither rule out a working hypothesis that the decay time has declined, nor rule out a working hypothesis that the decay time has remained constant.*” (Bold type and italics added for emphasis.)

Speculation about the **cause** of the apparent shortening of Muon-decay time, under the former working hypothesis, suggests that it is tied to the possible variation of the speed of time (clocks running fast or slow) on or near our Earth. The working hypothesis, to inspire the research of others, is that the **intrinsic** Muon decay time is **not** decreasing slightly as measured on its intrinsic clock, but its **apparent** decay time is decreasing slightly as measured on clocks associated with our Earth and/or our Universe; clocks that are running very slightly fast and slowing down. The novel concept is that the time dimension, like space dimensions, can have a rate of progress or “speed” that can change. That time can accelerate, deceleration or even pause and just proceed at uniform, constant speed for a while. Several published studies of time variability in our Universe are analyzed. A Proposition that some complex processes or sub systems such as Muon decay are “marching” to their own intrinsic, fixed “time” or timeframe, which is independent of the flow of “time” in our Universe is proposed and several published research papers are cited to support the Proposition. Ramifications of the possible change in the speed of time to various scientific fields are mentioned. Of special interest is the effect of the speed of time on the rate of expansion of our

¹ (Ed. – The Reviewer 2 noted that these measurements (2016–2017) should be excluded from consideration because they contain a systematic error. The reviewer also added: “Contrary to the author claim there are data in the literature about variance of radioactive decay of different isotopes with 1σ accuracy up to 5 digits for the span of many years, see e.g. Table of <https://doi.org/10.1016/j.apradiso.2017.09.002>. No signs of change were detected. Author is absolutely right that muon lifetime measurements represent the best tool to probe possible weak interaction changes (in the wider context of the fundamental constants change with time), but the bottom line of the collected evidence so far is that no such changes have been found yet.”)

² A working hypothesis is defined (Wikipedia) as a hypothesis that is provisionally accepted as a basis for further research in the hope that a tenable theory will be produced, even if the hypothesis ultimately fails or is significantly modified (Isaac Newton’s Principia Mathematica, as significantly modified by Einstein, is an example). It is essentially an encouragement for further research and analyses.

³ (Ed. – The Reviewer 3 noted as follows: “I included 10 measurements presented in the Table (from 1963 to 2009 and in 2017) to determine a trend and obtained that σ (–0.659) and $\chi^2[8] = 383.795185679$; so, **there is no statistically significant linear trend in them, even on 1σ level**. When I excluded the measurement of 2017 (“outlier data point”), the scale is better, but σ (–0.872) and $\chi^2[8] = 270.805982697$) testify that **this trend isn’t statistically significant too**. Of course, there is a common question to the different determination of measurement’s accuracy; by the way as the interesting fact, **if these accuracies not to take into account, the trend exists but it’s not statistically significant too.**”)

Universe, dark matter and dark energy, possible generation of the *Oh-My-God* particles as well as theories about the beginning of our Universe. For example, a rollout of spacetime from vanishingly small space dimensions (for example a Planck length) and at time “zero” (for example Planck time) approaching infinitely fast speed of time, to today’s values and is speculated even if the Proposition is unproven.

In Fig. 1a, a review of the measurements (blue dots) appear to exhibit a trend to longer apparent Muon decay time as the years go by. Figure 1b shows the experimental data collection from 1963 to 2017 and the data point’s error. The Muon decay time cited in [7] by Tischchenko for 2013 is actually a copy of the Webber/MuLan [6] 2009.5 experiment. Likewise the data points (red dots) at the top of Fig. 1b are most likely copies of a prior Muon-decay time experiment. The negligible change in apparent

Muon-decay time change (these data points suggest) is either NOT from independent data obtained from separate experiments or the result of a pause in the speed of time change during which apparent Muon-decay time remains constant for a while. These questionable data points (red dots) should not be included in any comprehensive curve fit.

As remarked by a reviewer 2, the data from [9], 2016 are for the Muons in a plastic scintillator: “To measure the Muon’s lifetime, we are interested in only those Muons that enter, slow, stop and then decay inside the plastic scintillator”, and authors of [9] claim: “The value that is obtained is probably slightly underestimated since the frame window taken into examination had up to 7 μ s delay. This value is, however, in agreement with the result that you should get which stays between the theoretical value of **2.2 μ s for positive muons**, which is equal to

Review of Length of Apparent Muon Decay Time Versus Time

Date of Measurement	Apparent Muon Decay Time, ps	Estimated Error, ps	Muons at Rest or in high-speed Cosmic-ray generated Motion?	Reference
1946.0	2,330,000	$\pm 150,000$	At Rest	Conversi, Pancini, Piccioni [1]
1962.0	2,203,000	$\pm 4,000$	At Rest	Lindy [2]
1963.0	2,202,000	$\pm 3,000$	At Rest	Eckhause, et al. [3]
1973.0	2,197,300	± 300	At Rest	Duclos/ Chin. Phys. [4]
1974.0	2,197,110	± 80	At Rest	Balandin/ Chin. Phys. [4]
1984.0	2,196,950	± 60	At Rest	Giovanetti/Chin. Phys. [4]
1984.0	2,197,078	± 73	At Rest	Bardin/Chin. Phys. [4]
2007.0	2,197,013	± 21	At Rest	Chitwood/Chin. Phys. [4]
2008.0	2,197,083	± 32	At Rest	Barczyk/Chin. Phys. [4]
2008.5	2,197,030	± 40	At Rest	Coan & Ye [5]
2009.5	2,196,980.3	± 2.2	At Rest	Webber/MuLan [6]
2013.0	2,196,980.3	± 2	At Rest; a copy of 2009.5 measurement	Tischchenko [7]
2015.0	2,110,000	$\pm 70,000$	Fast, Cosmic Ray	Barazandeh [8]
2015.0	2,165,000	$\pm 403,000$	Fast, Cosmic Ray	Barazandeh [8]
2016.0	2,078,000	$\pm 11,000$	At Rest	Physics OpenLab [9]
2017.0	2,080,000	$\pm 11,000$	At Rest	Adams [10]

Note 1. Since the Muons are not at rest these two measurements will be neglected. However, their decay times are longer than the recent 2016 and 2017 time measurements due to time dilation and tend to validate these two recent measurements. Moving clocks run slow due to time dilation and the Muon decays more slowly as measured by an earth-bound clock. Therefore Muon decay time observed in a ground frame of reference is longer just as the 2016 and 2017 data show. Specifically, the fast Muon decay times: 2,110,000 ps and 2,165,000 ps should be and are longer than the At Rest decay times 2,078,000 ps and 2,080,000 ps (this latter value selected from the three measurements presented in [10]). A picosecond, ps, is a trillionth of a second, or 0.000,000,000,001 seconds. Another recent measure in 2016 by Noah Scandrette, although not in a journal, was 2,150,000 $\pm$ 40,000 ps (https://ueap.sfsu.edu/sites/default/files/assets/writing_awards/Measurement%20of%20Muon%20Lifetime.pdf Page 1) and was between the Webber/MuLan [6] 2009.5 and Physics OpenLab [9] (on Page 7), 2016 measurements.

Note 2. Most recently, L. R. P. Sanchez and F. Izraelevitch measured a very short apparent Muon decay time of 1,800,000 ps without published error, which should be carefully scrutinized: IOP Conf. Series: *Journal of Physics: Conf. Series*, 866 (2017) 012011.

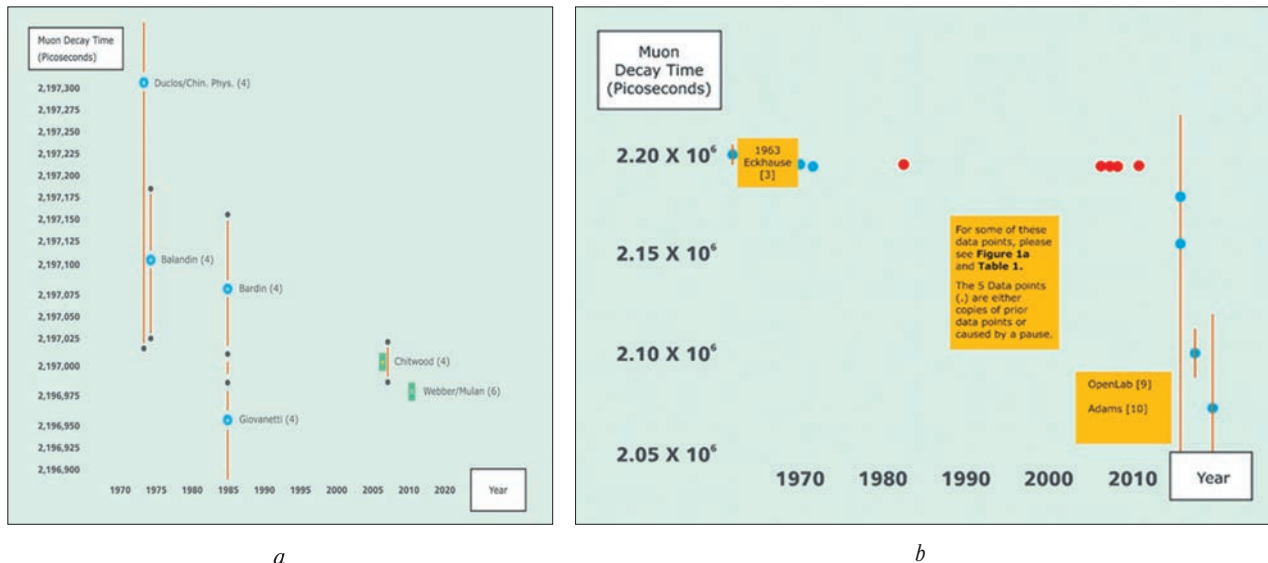


Fig. 1. *a* — Review of **apparent** Muon decay time measurements and error from 1973 to 2009 from Table on decay time review, picoseconds, from 1960 to 2017. In part adapted from a referee's diagram²; *b* — apparent Muon decay time review, picoseconds, from 1960 to 2017. In part adapted from a referee's diagram²

the value measured in empty space, and the value of **2.04 μ s for negative muons**, which are affected by the interactions with the nuclei of the scintillator material" (emphasis by the authors of [9]). For this reason data from [9] will be excluded from further detailed analysis on a provisional basis. As Clive Woods notes (email November 18, 2018) "I can understand that your graph (Fig. 1a) omits some measurements only recently discovered. Also it's not necessary to *include any kind of curve fitting to the data.*" (Italics and bold type added for emphasis.)

It is emphasized again that only a **possible data trend** has been observed, but it certainly **does not absolutely rule out** a decrease in apparent Muon decay time over the years. From the more comprehensive Table, which includes estimated errors, it appears that there is a decrease in very approximate apparent Muon decay time from 1946 [1] ($2,330,000 \pm 150,000$ ps) to 2017 [10] ($2,080,000 \pm 11,000$ ps) or $-250,000$ ps. The *errors are quite large* so that over the $2017 - 1946 = 71$ years the apparent Muon decay time change, if but one extreme error outlier (e.g., a standard deviation) on the longer time side to the other on the shorter time side taken to **minimize** the difference would be $(2,080,000 + 11,000 = 2,091,000) - (2,330,000 - 150,000 = 2,180,000) = -89,000$ ps difference or, over the 71 years, about $-1,250$ ps per year. This value is

still very approximate, especially considering the equipment errors such as found in the data presented in [9]. For this reason, let us consider in detailed numerical calculation **only** the more accurate MuLan collaboration values from the Table. The combined results (circa 2009–2010 or 2009.5) due to MuLan give apparent Muon decay lifetime = $2,196,980.3 (\pm 2.2)$ ps, which is more than a dozen times as precise as previous experimental measurements [6]. The previous 2007 determination given in Olive/Chin. Phys. [4] by Chitwood (2007) of $2,197,013 (\pm 21)$ ps and depicted in Fig. 2 of [6], and in Fig. 1a as well as Table 1, show a decay time shortening, with respect to the MuLan value (green highlighted in Fig. 1a), of -33 ± 23 ps over about 2.5 years or **13 ps per year**, which is a *more precise* calculation. (The variation or decrease in decay time is quite small: $(33 \text{ ps}/2.5 \text{ yrs})/3.15 \times 10^{19} \text{ ps per yr} = 4.2 \times 10^{-19} \text{ ps per ps}$). However, this estimate is only over the very limited 2007–2009.5 time period and as indicated by Leslie Sage (e-mail March 28, 2018 concerning an early draft of this paper) it "...is less than 2sigma (95 % probability)...", and therefore this numerical estimate is not statistically significant. As recognized by Clive Woods, there is little justification, however, to accomplish a more rigorous statistical analysis over the 1946 to 2017 time frame until more accurate data are

obtained such as by a greatly improved atomic clock discussed herein in the Section on THE NEXT STEPS. On the other hand, these arithmetic examples and examination of the Muon decay lifetimes in the Table and Fig. 1a provide observational evidence that there **is a trend of shorter apparent Muon decay times** as the years pass by. To be on the conservative side therefore, it is fair to suggest the *discovery* is that **these data certainly do not rule out that there is a continuing decrease in the apparent Muon decay time at least during the 2007 to 2009.5 time frame and probably during the 1946 to 2017 time frame**. Therefore it is also fair to speculate on what the consequences or *application* of such a trend would be if the trend actually exists⁴.

SPECULATION ON CONSEQUENCES OF THE POSSIBLE CHANGE IN APPARENT MUON-DECAY TIME

Prior to selecting Muon-decay time for analyses, a search was conducted for both chemical and nuclear complex, transient processes, such as electro-weak nuclear reactions, that had measurable, assumed *constant* durations. The motivation for this search was to find a way to confirm my earlier speculation or concept concerning the decrease in the speed of time since our early Universe; that is to find a “yard stick” to gauge the speed of time. The search was to find very precise data concerning such a yard stick or transient process, to six to eight significant figures, taken over many decades. Muon decay was found to be a transient process or quantum mechanical subsystem, whose decay time has been accurately measured over several decades to a precision of six to eight or more significant figures and was selected for review and analyses. As footnoted in the Table, Muon decay time is longer, when Muons move rapidly in the upper atmosphere after their birth due to cosmic ray collision with the atmosphere than when at rest, due to time dilation (time dilation effects [Chap-

ter 11, Eq. (11-8) of 8]). In explaining this effect, a **Muon is considered to be a clock**, whose time can move at a **different speed** than an earthbound clock. A similar concept is applied herein, but the speed of time **in an earthbound clock** is considered to move at different speeds as the years pass by. The working hypothesis is **not** that the intrinsic Muon decay time (or any other complex electro-weak decay time) is decreasing with time; specifically, not the 4.2×10^{-19} ps per ps, **rather the working hypothesis is that the intrinsic Muon decay time is constant or fixed, but the clocks on Earth are slowing down!** As opposed to Muon decay time, the speed of time effect is quite subtle: since the “big bang” the time may have “changed” **only** $(33 \text{ ps}/2.5 \text{ yrs}) \times 1.38 \times 10^{10} \text{ yrs}/1.0 \times 10^{12} \text{ ps per sec} = \mathbf{0.18 \text{ seconds!}}$ Of course it is suggested by the author that this speed change is just the tail of a **series of significant time-speed changes** over the billions of years since the early Universe. The published analyses of Vaas, Beckwith, Fontana, Karimov, Mars, Bars, Senovilla, and Vera will be cited in the following paragraphs to support various aspects of the author’s hypothesis. What is new is the present author’s *discovery* that the intrinsically constant Muon decay lifetime, which is **apparently** decreasing, may be a quantitative “yard stick” that can be utilized to establish the local speed of time on the Earth and/or Universe and to inspire the research of others. A brief talk and single Poster were presented on this discovery and its applications at the Annual Meeting of the *American Association for the Advance-ment of Science* in Austin, Texas on February 18, 2018. Please see the Appendix.

THE TIME CONCEPT OF DIFFERENT PHYSICAL SYSTEMS

Since the dawn of civilization on “Earth time” has been an essential concern of humanity in general and Physical Science in particular, especially, Physics,

⁴ (Ed. – Reviewer 2 noted: “Using the linear trend model against constant lifetime model for the data of [1–6] we conclude that both by finite sample corrected Akaike Information Criterion and by Bayesian Information Criterion constant lifetime model is preferable over linear trend model: 140.79 vs. 144.219 AICc and 139.68 vs. 141.13 BIC. So that statistically speaking **there is no trend in the data presented in the paper (as we have discussed, data from [10] should be excluded by the same cause as data from [9])**... We think that the paper can be published only in the case if the author formulate clearly and unequivocally that the data do not show any trend but suggests its possible existence. At the same time, the experimental data do not completely exclude the existence of a trend, which may or may not be confirmed when analyzing future experiments. It is possible to say, additionally, that existence of such a trend would be an extremely interesting result and is worth to speculate about.”)

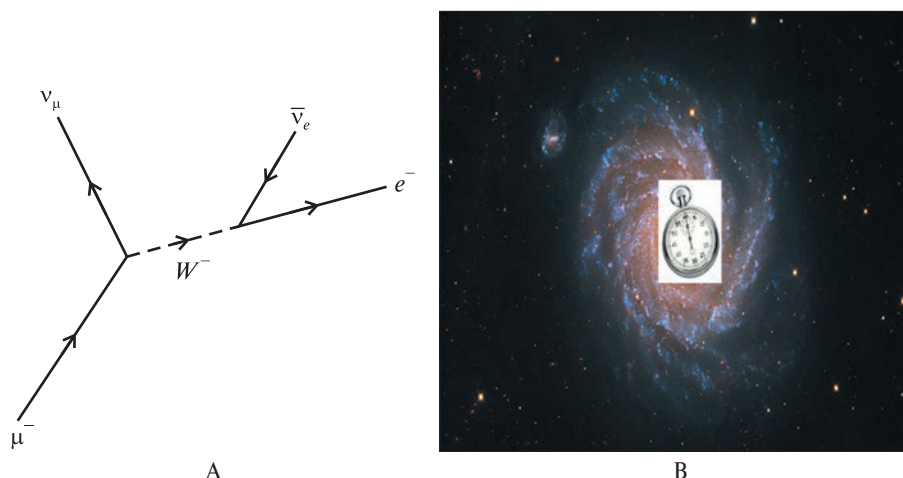


Fig. 2. Subsystem A of Muon decay (having its own clock) and Macrosystem B (having “macro time”) for example a galaxy and its rotational rate (like the hands on a clock, the arms of a galaxy, viewed at a several billion year earlier time, would be appear to be rotating faster if time is moving faster at these past times)

Chemistry, Engineering and Astronomy. Poincare and Einstein both proposed a revolutionary concept that time need not move uniformly and regularly as the rate of movement of a pendulum, but that its “rate” could appear to change based upon relative speed and acceleration of clocks. However the concept proposed here is quite unlike Einstein’s special and general relativity theories, which involve speeding and accelerating frames of reference, respectfully – speeding and/or accelerating reference frames are not involved or necessary in my concept. As will be discussed, Muon decay time may be a measurement means to determine the speed of time (clocks running fast or slow) in our Universe. However, my speculation concerning the variation of the speed of time as our Universe progresses is **not** contingent upon any particular proposed measure-ment means.

Special consideration is given to Rüdiger Vaas’ statement: “The particle physics arrow of time: the decay of certain particles, the neutral K mesons (kaons) and B Mesons and their anti-particle (and *Muons*), lead implicitly to the conclusion that there is an asymmetry of time because decay breaks other symmetries” [12]. Furthermore, according to Andrew W. Beckwith [13]: “However, the issue Dr. Baker has raised is suggestive and should be thoroughly analyzed. The author (Beckwith) finds that aside from inevitable scaling arguments, that the Muons are still a sub system, within a larger general system, i.e. the adage of Schrödinger

who postulated that quantum sub systems, of a macrosystem definitely exhibit *quantum mechanical time dependent behavior*. Equation (51) is not quantum mechanical, but it is a sub system, and so the same rule by Schrödinger, as to **sub systems exhibiting definite time dependence**, may be applicable here. I.e. **think in terms of time variance**.” (Section XVII of [13], italics and bold type added for emphasis in these quotes.) As suggested in an email by Giorgio Fontana (October 31, 2017): “Muon decay time can be considered to be an **absolute time ruler** and separate from the timeframe as measured in our Universe” [14]. And Alexander Karimov suggests “... time flow of an individual object is a real physical value ... time for the single object (subsystem) and time for the whole system (macrosystem) can be different” [15] — italics and bold type added for emphasis. There may of course, be many possible causes for the Muon decay time shortening if indeed that shortening exists, which the author believes it obviously does. The speculative cause that is suggested by the foregoing quotes is the: **Proposition that some complex processes or sub systems are “marching” to their own intrinsic “time” or timeframe that is independent of the flow of “time” in our Universe.**

By “complex” is meant those transient processes or subsystems, such as electro-weak decay, that involve one or more quantum mechanical sub-reactions, some well understood and some not well understood, that in total comprise a complete, possibly multiple-

step process or quantum mechanical subsystem *having a well-defined beginning and end*. But even if the Proposition is conceded to be correct, then should not the very clocks that are utilized to measure Muon decay lifetimes also change speed and operate on the same intrinsic timeframe as Muon decay? **No**; unlike the *intrinsic or complex* decay time of a Muon, one second is defined as the time that elapses during transition between two energy levels of the cesium 133 atom. Also Muon decay time is unlike the period of a pendulum, which depends on its length and the strength of gravity (essentially, the change between potential and kinetic energy levels). Such cesium-atom energy level changes and pendulum swings, essentially timed energy-level changes (somewhat like a rock falling a given distance as a time interval definition), are the “stopwatches” of our Universe and, **since they are not “complex”** and there is no an asymmetry of time can be utilized to measure the apparent duration of Muon decay and thereby possibly determine the “speed of time” in our Universe.

The truth of the Proposition, as symbolized in Fig. 2, depends upon the measured disparity (e.g., the Table) between *complex* processes, which should always have the *same duration* in their timeframe, for example Muon decay **A**, and the time duration as measured in our Universe’s timeframe **B** (termed macro-time), for example by cesium atomic clocks and pendulums (stopwatch shown in **B**). **It is speculated therefore, that the slowdown of time in our Universe, or specifically local to the Earth, can be measured by Muon-decay time acting as an “absolute time ruler or yard stick.”** The Proposition could manifest itself in all the electro-weak processes including radioactive decay and stability of atomic nuclei if and only if they are *complex processes*.

Other than Muon decay, other such evidence concerning electro-weak, complex processes should be sought. Atomic clocks may be able to very accurately measure different transient, complex processes (subsystems), both on Earth and in space, that could improve this estimate of the reduction (in general, the variation) of the speed of time on Earth and possibly add data in support of the **Proposition** or falsify it!

In order for a Proposition to be robust, there needs to be a means to falsify it. In the case of the Proposition put forth in this discussion, there are at least three such means: First, other Muon decay time measurements could be newly taken, or found from past experiments, that do not exhibit the tendency to decrease or gradually change with the years or, for that matter, other similar independent transient, *complex* subsystems that do not show an annual decrease. Of course, there is no *a priori* reason to expect that a pause in the speed of time variation would not occur—that is, the speed of time and Muon decay time could remain constant for a while. Second, a systematic error involved in the Muon-decay time’s measurement equipment is discovered that cause times to appear to decrease over the years without actual decay time change. Third, a theoretical repudiation of the Proposition or subsystem concept that some processes or subsystems are “marching” to their own intrinsic “time” or timeframe, which is *independent* of the flow of “time” in our Universe, as well as an **alternative**, replacement Proposition, Theory or finding to explain the Muon decay time annual decrease. As one example of an alternative theory, consider the suggestion of Christian Corda, Giorgio Fontana and Gloria Garcia Cuadrado [16 p. 1055, 17]) who reports: “... reality is described with four space-like coordinates and an infinite number of ‘local’ time variables.”⁵

⁵ (Ed. – The Reviewer 2 noted: “Abstracting from the time as philosophical category, in the framework of relativity time as a measurable quantity is the clock readings at rest in a specialized reference frame. Relativistic effect of time dilation appears when we compare in two different reference frames (RFs) time intervals between two space-time events. It is not that time “marching” differently in these two RFs. From physical point of view the time is not an ontological object possessing any properties, such as “marching” faster or slower. It is not that time dictates to clock as they should “tick”, but clocks readings define properties of time. Further complications arise if we need to compare two non-identical clocks. In this case the time defined by the first clock can “march” differently from the time of the second one. But this is due to the difference of physical subsystems, chosen as the clocks, but not due to the properties of time itself as ontological object. From the above we can say that from physical point of view the change of muon decay time in laboratory RF, whether it is real, should be related to some hypothetical dependence of electroweak interactions on laboratory time. The statement that it can be explained as different time “marching” in different physical subsystems is a simple tautology. At the same time, the review part of the paper concerning time concept of different physical systems is of some interest in a methodological or philosophical sense.”)

SPEED OF TIME IN OUR UNIVERSE MAY BE CHANGING

Of course time, like the space dimensions: east-west, north-south and up-down, is a direction and directions do not have “speed” so we are discussing **speed of time as a rate of progression of time along the dimension of time** in the space-time continuum of our Universe. Therefore, time can have a speed, with clocks running fast or slow, just like movement in the other three space-time dimensions exhibit a speed. It is speculated that the speed of the “flow of time” in our Universe might change (accelerate or decelerate or occasionally not change or pause) over the years, perhaps decelerating from a very high speed in the early universe, as discussed in Appendix B of [13] and Chapter 8 of [11], especially Exercise 8.2. There is ongoing debate over the meaning of time and the foregoing analyses and notions are open to considerable debate as in references [12], [19], [20] and, especially, in Carlo Rovelli’s Book [21].

According to Julian Barbour [22, 23]: “Clocks are useless if they do not march in step for otherwise we cannot keep appointments. Therefore, it is not a clock that we must define, but clocks and the correlations between them as expressed in the marching-in-step criterion.” But when they do not march in step that is where time as a “duration” becomes interesting. Again according Barbour “Occam’s razor tells us to avoid redundant elements. All we need are differences. Indeed, the passage of time is always marked by difference ...” Suppose, as discussed in [footnote 5, p. 54 of 18], you are a trainer of a *mile runner* who you just measured as doing a four-minute mile. Another trainer says that cannot be correct “Your runner could not have improved that much, your stopwatch must be running slow since we all measured that he only ran a five-minute mile last year.” Well, you argue “No, he has not improved at all, he ran at the same *intrinsic* speed as last year. You all had stopwatches that were running fast and miss-measured my runner’s speed last year!” In this case, last year’s stopwatches were moving (4 minutes – 5 minutes) per year = –1 minutes/year or, equivalently, 60 seconds per minute/3.154 × 10⁷ seconds per year = –1.9 × 10^{–6} second

per second times slower than today’s stopwatches. The number is negative, since the speed of time is decreasing. If the runner’s intrinsic speed remains unchanged or fixed, but the stopwatches each past year run faster and faster, e.g., faster in 2017 (measured 5-minute mile), than in 2018 (measured 4-minute mile), even faster in 2016 (measured 6-minute mile) than 2017, even much faster in 2015 (measured 7-minute mile) than 2016, etc. (and the stopwatches are therefore, slowing down as time goes by). Imaginably, there will be a continuing lengthening of the measurement of the runner’s time during the previous years and conversely the runner’s time to run a mile reduces as the years role by⁶. Such is the analogy of the intrinsic, essentially fixed, mile-runner time to the intrinsic Muon unchanging or fixed decay time. For example, in 2017 (measured 2.080 microseconds decay time), in 1963 (measured 2.202 microseconds decay time), in 1946 (measured 2.330 microseconds decay time) and so on. Analogous to and the trainers’ stopwatches’ measured time on the track or the atomic-clocks’ measured time on the Earth in both cases measured time, or in the latter case time itself, is slowing down. (If the speed of time in our Universe approaches zero at the “end of time”, then the apparent Muon decay time there will approach zero; analogously, the mile runner completes his run in “no time at all.” **The trainer’s Stopwatch second hand hardly moves**, but as will be mentioned the mile might lengthen towards infinity near the end of time! Also the mile might shrink in the past near the beginning of time.) Time in our Universe commences at near “zero”, or possibly Planck time, and then proceeds to the end of time many billions of years later. During this period black holes may develop and the flow of “time” for them is not known. For example, as predicted by Einstein’s general theory of relativity, time would slow tremendously near the edge of a black hole, in fact time may approach a standstill similar to the “end of time” of our Universe. As will be discussed in the section on “**WHAT ARE THE NEXT STEPS?**” perhaps the detection of high-frequency gravitational waves (HFGWs) from black holes and black-hole mergers would provide the answer to this quandary.

⁶ Of course, the analogy to a mile runner breaks down when compared to Muon decay. Both are complex processes or sub systems, but one would need many identical replicant mile runners, a new one of them to run each year, for an exact analogy.

The present author had previously conjectured that time moved very fast in our early Universe and that it might still be slowing down from that maximum speed [Chapter 8, especially Exercise 8.2 of 11 and Appendix B of 13]. Alan H. Guth at Cornell University proposed the theory that our Universe was “inflating” the idea is “... that the nascent universe passed through a phase of exponential expansion soon after the Big Bang, driven by a positive vacuum energy density.” And that in a remarkably short time of 10^{-34} seconds the Universe became the size of a marble [24]. Working the arithmetic ⁷ indicated that the material of the Universe, if containing information, had to be moving on average over 10^{23} times the speed of light or maximum speed of information, counter to the contention by Einstein, as to the constancy of the speed of light in all frames of reference (special relativity). That is, all physical laws are contended to be the same in these frames of reference at any given time. Of course, nothing prevents the universe itself or various “effects” from expanding or moving faster than light. For example, a lighthouse beacon’s projected light spot can at a great distance “move” in excess of light speed. But, assuming the “material” of our early Universe contains information, even expanding like the dots on a bellowing balloon, which has information on its “edge”, cannot “take” or “move” information from one “dot” to another “dot” position faster than light speed. As already noted, it is speculated that time itself may be running at different speeds in our early Universe and that the speed limit of light or information might not actually be violated in our early Universe. That is, if time were running really fast in our early Universe, then the speed of light measured there would **not** be over the “speed limit” of information.

It may be that the speed of time is slowing from that speculated early very high rate. Similar to Guth’s theory there is no observational evidence for such a

high speed of time, simply an interesting conjecture. In particular, the field responsible for Guth’s cosmic inflation has not been discovered. *By Occam’s razor the concept of changing the speed of time is SIMPLER to visualize (we all are familiar with our watches running fast or slow) than Guth’s “positive vacuum energy density” and therefore I believe it to be preferable.* In addition, it is speculated that the variations in the speed of recession and/or rotational rate of galaxies as well as the Hubble parameter may result in whole or in part on variation of the speed of time. In this very same regard, Jose M. M. Senovilla, of the University of the Basque Country, Spain, in 2008 theorized that the expansion of our Universe is an “illusion” and actually is the result of the *higher speed of time* during the period when the light left the stellar structures in the past: “... we are fooled into thinking that the expansion of the Universe is accelerating because time itself is slowing down” [25, 26]. So that according to Senovilla, the speed of time may be related to the “illusions” of dark matter and dark energy estimates. The reason that we have not been able to detect dark matter may just be that it does not exist! String theory as well, may offer an alternative, replacement Proposition to explain the Muon decay time annual decrease. The same concept in string theory (of two independent times and timeframes discussed by Mars, Senovilla and. Vera [25]) has also been suggested in 2014 by Itzhak Bars of the University of Southern California [27]. Unfortunately, the *cause* of the variation of the speed of time becomes an additional quandary.

New mysteries: How does the speed of time vary with time itself and is there a detailed structure to that change? Does the speed of time change depend upon location and “surroundings” in our Universe (e.g., is it unique to the Earth, change with the density of local matter, etc.) and if so what is the relationship? What is the actual theory for the change of the speed of time,

⁷ The approximate average speed from the center of the early universe sphere, utilizing Alan Guth’s inflationary early Universe theory [24], to the surface is roughly 0.01 meter (one centimeter radius) divided by 10^{-34} seconds = 1032 meters per second. So that in order that information transmission associated with the expanding “material” will not exceed the speed of light of 3×10^8 meters per second, time must be speeded up on average by a factor of about $10^{32} / 3 \times 10^8 = 3.33 \times 10^{23}$ seconds per second. At that speed up it would take light 10^{-34} seconds $\times 3.33 \times 10^{23}$ seconds per second = 3.33×10^{-11} seconds to go from the center of our early Universe to the surface. At the speed of light, 3×10^8 meters per second, light would have traveled $(3.33 \times 10^{-11} \text{ seconds}) \times (3 \times 10^8 \text{ meters per second}) = 10^{-2}$ meters or 1 centimeter as it should. From this large average speed of time it must be reduced (negative) on average by -3.33×10^{23} seconds per second divided by 4.321×10^{17} seconds (seconds since the “big bang”) $\sim -7.6 \times 10^5$ seconds per second to reach today’s time assuming a linear decrease in the speed of time.

that is, what is its cause? Is there a starting point for time? Why is the direction of the time arrow in a single direction? Are there two opposite directions of time flow? Is such a starting point in time an osculation point with other universes? "... apparent, quantum-mechanical 'frenzy' at small scales is nothing more or less than the interface between osculating universes ..." (US Patent 6160336).

WHY SHOULD WE CARE? SPECULATIONS ON THE EFFECT OF THE CHANGE IN THE SPEED OF TIME IN OUR UNIVERSE

Time is ubiquitous among all human endeavors and all scientific enterprise. As a rule of thumb, any process that requires a precision between a microsecond and a quectosecond could be affected by a change in the speed of time. Nano mechanisms in Engineering, quantum mechanics operations in Physics, dark matter in Astronomy, Global Positioning System (GPS) satellite clocks as affected (if the space dimensions of our Universe "scale" change after the big bang does not compensate in location determination) over the years in Space Technology, are examples. Let us start out from the very beginning ... the beginning of our Universe and consider effect of the speed of time then. Let us continue the mile-runner analogy, this time again he runs in the Macrosystem: If the "stopwatches" in our early Universe are running fast, then the apparent time for a mile run lengthened, so that a lower apparent speed for the runner is measured there. However, if there is an apparent shortening of the *standard* mile in the early Universe, as the space dimensions rollout, then the runner traverses an apparently shorter-distance mile. If the two effects are balanced, then one can completely offset the other. More specifically, the smaller apparent measured speed of the runner can be completely offset by the shorter mile and the *intrinsic mile-runner's speed and apparent mile-runner's speeds could be equal!* Such is the analog to the "fast" speed of time together with the "miniature" *standard* meter making the *intrinsic light speed and apparent light speed* equal. Therefore, the contention by Einstein, as to the constancy of the speed of light in all frames of reference, would **not** be violated. In other words, the intrinsic and apparent light-photon speed, or speed of information, could be the same in the early Universe as today.

That is, all physical laws are the same in these space-dimensions and time-dimension changing frames of reference in the early Universe as they rollout and gravity and acceleration remain equivalent. In any event, the early Universe might be speculated to be like a miniaturized *World*, where "... the craftsman moves very fast indeed" from Chapter 8 of [11] (page 85 of the first printing), where activities are just moving more quickly, like an increased frame rate of a movie. Such a miniaturized *World* could initially have a very, very small, perhaps a vanishingly small "standard mile" or standard meter (perhaps to the Planck length) and a very, very fast, perhaps infinitely fast speed of time and a possible "breeding ground" for the *Oh-My-God* particle. Of course, aside from Muon-like "yard sticks" of time, there would be no obvious effects of the speed of time variation measurable in the laboratory if time and space rollout in concert; that is if they rollout such that the increase in space dimensions and slowdown in time preserve the constancy of the speed of light. Since this statement is the crux of the proposed early universe theory let's consider it again, but in more detail. In order to illustrate the situation we now define the mile runner as a "**photon**" and set the runner's speed exactly to a speed limit. Therefore, in accord with proposed theory the length of the "mile-long" track of the race-event must be made equal to the speed limit multiplied by the runner's elapsed macro time required to complete the mile run. But hold on, we are interested in the change of the track length as different trainers having different stopwatches, one slower than the other, make measurements at different times. The slower stopwatch, measuring at a later time, will require making a longer track length than the earlier faster stopwatch mile run. That is a "4-minute mile runner" running at the speed limit as measured at the earlier time, will apparently cover a longer length at the later slow-stopwatch track meet. In fine, the space-dimension itself must change in inverse proportion to the time-dimension's rate of change (speed-of-time change) as time progresses during the lifetime of our Universe. By the way, as a photon the mile-runner's wristwatch has stopped and the runner's speed limit is the speed of light.

Similar to Guth's early-universe inflationary theory, no hard observational evidence currently exists for this conjecture, just an interesting possibility. It is speculated that our Universe gradually

slows down (in the time dimension the rate of time slows approaching zero at the end of time) and gradually lengthens (in the space dimensions approaching infinite length at the end of time), both in concert in the seconds and years after the “big bang” or more correctly the **“BIG ROLLOUT”** during which *the speed of light remains constant and all physical laws are preserved at any given time!* The speculated very early “World” although abiding by all physical laws, would include certain complex electro weak processes (e. g., Muon decay and possibly even electro-weak nuclear reactions of proton-proton chain — affecting stellar luminosity). According to the speculated Proposition such electro-weak complex processes would act according to their own intrinsic clocks and as the rate of macro time of the Universe “approaches” infinity at the beginning of time (“approaches” the start of our Universe, perhaps approaches Planck time; think of a movie running in reverse) their duration would also approach infinity. The mile runner, now again as Muon decay, would hardly move in macro time. The trainer’s stopwatch would spin at almost an infinitely high rate, the mile would become “extremely short”: e. g., a Planck length distance between the start and finish lines and Planck time interval is analogous to the extremely brief starting pistol’s sound time interval — the mile runner is nearly stuck at the start/finish lines at the beginning of time! We must be careful here. The proton-proton chain-reaction process, in a sense like the Cesium-clock process, is speculated **not** to be *complex*, but rather a “simple” energy level change (this time nuclear), and **not** marching to its own intrinsic clock and **not** becoming an incomplete process as the beginning of time is “approached” in the early Universe! This speculation is a Working Hypothesis put forth to stimulate research. Since, according to this speculation, the early Universe may have been in relatively rapid motion as viewed today, relic gravitational waves of high frequency may have been generated. *Thus the detection of high-frequency gravitational waves (HFGWs) could reveal the truth, especially as to the speculated initial high speed of time!*

Another interesting feature or possible feature of the speed-of-time variation: it may have several slopes. For example, as we may conclude from the Table and

Fig. 3 there may be a variability to the speed of time change (acceleration or deceleration or it may remain constant) i.e., different slopes, during different time periods. In this regard, the speed of time itself as well as the derivatives of the speed of time may be speculated to be increasing to infinity as time “approaches” zero. The analogy is that a movie’s frame rate may be increasing without limit: higher and higher and higher... as you “approach” the **beginning** of the movie, that is as you run the film backwards! Therefore, some speculations that speed of time may have a “uniform” or “smooth” variation or *structure*, like a “linear” or “exponential” slow, gradual change, may be incorrect! Figure 3 is a notional graph of what the change of the speed of time might resemble over the years since the big bang or big rollout; that is since time zero or perhaps *Planck time*. According to the speculated speed-of-time variation, the “size” or “value” of the second, minute, hour and year will vary during this progression of our Universe. Note in Fig. 3 the approximate times for the generation of relic HFGWs and relic neutrinos. Later comes the Cosmic Microwave Background (CMB). The actual speed-of-time variation could possibly be estimated by Cepheid-variable or galactic-rotational-rate observations. Further-more, there is no *a priori* reason to suppose that the speed of time may not differ in different parts of our Universe or cannot increase or decrease or it might even *have a detailed structure of discontinuities or abrupt jumps and pauses* not a smooth aesthetically pleasing variation. Because our Universe is not chaotic (as discussed in Chapter 11 of [11]), time cannot reverse or else cause could come after effect! With regard to a detailed structure, it would be quite challenging to measure small changes (*detailed structure*) of the speed of time, but as Morishima [28] mentioned in an article concerning Muon applications: “Muon particles originate from the interactions of cosmic rays with the atoms of the upper atmosphere, and they continuously reach the Earth with ... a flux or shower of around 10,000 Muons per square meter per minute.” So that with so much data the possibility of detailed-structure measurement may exist. There may be some measurement device or technique to differentially measure or find “differences” in a sequence of Muon decay times during such showers, and determine a *detailed structure in the speed of time!*

Galactic rotational rate is involved in dark matter estimates. Think in terms of observing the more rapid rotational of stopwatch's second hand analogy to observing the more rapid rotation of spiral arms of galaxies at higher speeds of time in the past as in Fig. 2B. An empirical relationship for estimating galactic rotational rate was formulated by R. Brent Tully and J. Richard Fisher in 1977 on how fast a spiral galaxy "rotated" and its luminosity – roughly speaking the bigger and brighter a galaxy, the faster it "rotated". But a galaxy is not a solid flat disk-like collection of stars that rotate in unison, it is a huge collection of stars each on its own orbit. Therefore, at the galactic edge the rotation is slower, like Pluto's motion about our Sun, and nearer to a central bulge-like galactic sub-halo of stars, it rotates more rapidly, like Mercury's motion about our Sun.

Let's greatly simplify the N-body Lambda cold dark-matter cosmological model for galactic "rotation" by recognizing that the galactic stars, particularly at the outer regions of a galaxy, do not have much gravitational influence on each other and move somewhat like individual spacecraft ("toy" craft) on nearly circular orbits about our Sun. In Astrodynamics or Celestial Mechanics this is called the "two-body" problem or motion and, unlike the motion of three or more bodies (except for special cases), has an exact solution! The central halo mass, m_h , comprises all of the stars, interstellar material and black holes from a star, having mass, m_s , enclosed in the star's orbit. More specifically, it is defined as a halo or "bulge" of stars (interstellar matter and black holes) assumed radially symmetrically distributed according to the Lambda cold dark matter cosmological model. It would be similar to a "toy model" circular equatorial satellite orbiting a radially symmetric mass distribution, disc-like Earth. The Vis-Viva Energy Integral from Astrodynamics/Celestial Mechanics is given by Eq. (1)–(3) of [29]

$$(ds/dt)^2 = k^2(m_1 + m_2)(2/r - 1/a)$$

where ds/dt — speed of a star or dwarf galaxy = $\omega \times r$, where ω — the angular rate of orbital motion of a star, black hole or dwarf galaxy about the central halo-bulge (radians per second), r is the distance of a star or dwarf galaxy from the center of the galaxy (for example, in meters, astronomical units, light years,

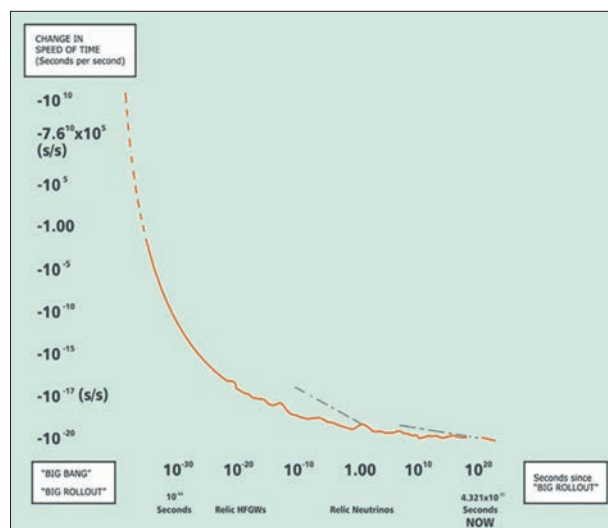


Fig. 3. Notional graph of the change-of-speed-of-time variation with today's time dimension. Notice different slopes (tangents) and irregularities

Note. Such a notional graph of the speed of time versus today's seconds as displayed in Fig. 3, has some philosophical/cosmological consequences. In essence as we view the past through our telescopes (and HFGW detectors), we are not simply viewing 13.8 billion years of "existence" (or even out to the conventional cosmological horizon), but possibly more than 1030 "years" of existence – in fact, an unimaginably, almost infinitely long period of time! The size or value of seconds, minutes, hours, days and years change during this progression of our Universe. Our current Universe may be of a very old age. The phrase "long, long ago and far, far away" of George Lucas' "Star Wars" would take on new meaning. There is much of concern here including the intrinsic "clocks" of some complex processes or sub systems acting on their own "time". Of course, all physical processes as we find them today should remain intact, entropy grows. These processes could essentially continue "forever" that is until the end of time. They will commence at the beginning of time e.g., Planck time, when time "approaches" infinitely fast motion (if viewed from our Century), and will cause the material systems of our Universe (stars, black holes, galaxies, etc.) to evolve, perhaps the ancient "breeding ground" for the Oh-My-God particles. However cradles of intelligent life (possibly advanced by Artificial General Intelligence, Artificial Education (implanted memories) and/or germ-line accelerated evolution and/or combinations thereof) would possibly come and go into "existence" (please see Equation (12-3) of [11] and [18]) over this enormous span of "time"! The hot and dense "soup" of matter in the early universe may or may not have existed. Lots to consider here!

etc.), a is the semi-major axis of the star's orbit, k^2 is a constant, $m_1 = m_h$ the mass of all the stars, interstellar material and black holes within the star's orbit (in solar masses), $m_2 = m_s$ is the mass of the star — but $m_2 \ll m_h$ so will be neglected, a is the semi-major axis of the star's orbit and, since we assume the star's orbit is *circular*, $a = r$, we have the angular rate of rotation of a star at a distance r from galactic center is proportional to

$$\sqrt{m_h}/r^{3/2}.$$

This relationship is essentially Kepler's Third Law.

The problem is when observations are made it turns out that the value of m_h , as calculated from summing up the masses of all the galaxy's stars, interstellar material and black holes inside a star's orbit, is found to be far too small to account for the rotational rate of all of these galaxy stars! For example, rotational rates do not decrease with distance from the galactic center. Note, however, m_h gets larger at the galaxy's periphery since more stars, interstellar material and black holes are within a star's orbit. If, for example, the galactic distribution of stars and black holes was a homogeneous sphere⁸, with an average density in solar masses per cubic light year *independent* of r , then since m_h would be proportional to r^3 and the angular rate ω of stars and black holes in a galaxy would be a constant *independent* of r — this turns out **not** to be the case. In any event, the observed m_h is far, far too small to account for the observed motion of the galactic stars. What to do?

1. Increase the m_h dramatically and the change distribution of the galaxy's mass by assuming there in an almost invisible halo of dark matter in the galaxy or, more exactly, utilize the Lambda cold dark-matter cosmological model.

2. Assume there was a higher speed of time back when the light from the galaxy left to reach our telescopes now and the galaxy's stars appear to have rotated faster (like the hand of the stopwatch in Fig. 2B) and the angular rate relationship holds **without need for dark matter!**

3. Or a combination of 1 and 2.

There is also “a cosmological conundrum” [31] in which there are apparently co-rotating satellite systems (e.g., dwarf galaxies) that do not fit the Lambda cold dark-matter cosmological model. If a “toy” model star or dwarf galaxy were on a *polar orbit*, then they might be on a “whirling plane of satellite galaxies” without the Lambda cold dark-matter cosmological model. Perhaps assuming a faster speed of time in the neighborhood of a galaxy might reduce or eliminate the “cosmological conundrum.” There is also the Experiment to Detect the Global Epoch of Reionization Signature (EDGES) report detecting the tiny absorption signal of hydrogen clouds that existed between 180 million and 250 million years after the big bang [32]. Certainly the effect of an increase in the speed of time then, compared to the current speed of time at the EDGES microwave detector now, would have a significant role in their experimental analyses. As to Dark Matter in general: “Eighty years after the discovery of Dark Matter, physicists remain *totally stumped* (especially concerning Dark Matter in our Galaxy) about the nature of this non-reflective stuff that, judging by its gravitational effects, pervades the cosmos in far greater abundance than all the matter we can see” [33]. By the way, according to Bertone and Tait [34] there remains “... a sense of crises in the dark-matter particle community” (please see the Appendix).

IS THERE A PERFECT CLOCK OR SOME KIND OF “ABSOLUTE TIME”?

The answer is “no.” As Gyorgy Buzsaki and Rodolfo Llinas [35] in their article on “Space and time in the brain” state “... neither clocks nor brains make time per se.” One might consider the transient complex process subsystem discussed herein, *itself* as some kind of a clock — e. g., an alarm clock. The problem is you cannot “read” it. If you ask a chef “When will the bread being baked be ready?” She might reply “I don't know exactly.” I would ask then “How do you know when it is finished and take it out of the oven?” the chef might reply “I stick a toothpick in it and if some dough no longer sticks to it, then its cooking process is

⁸ For example, if ρ is average density of the stars, interstellar material and black holes in a galaxy and totally independent of r , that is not a function of r , then $m_h = \rho (4/3)\pi r^3$. In this case the r 's cancel and no change in ω for the stars in the galaxy results. The independence of density from r in total is **not realistic**, of course, but this analysis does indicate the importance of the distribution of a galaxy's mass on the variability of ω .

over, but I do not know exactly when that will happen. I cannot read it like a clock you know!” Even if the Proposition proposed herein is false, in the context of the light cones described in Chapter 2 of [11], there is the *impossibility* of distributing “polling-place clocks”, which have exactly “polling-place” or absolute time, due to the special and general relativity effects as they are transported to various locations. Even if we attempt to set them by radio signal, since we have imperfect knowledge of the speed of light (and no exact location because of Heisenberg’s position uncertainty), it is impossible to accomplish the setting exactly. **Time is really relative!**

A related question is: “what is the definition of the intrinsic, fixed or constant Muon decay time?” or, for that matter the “yard stick” of any *complex*, transient processes or sub system. For the answer let us return to the chef cooking a particular loaf of bread. We ask the chef if there is a particular, specific time that it takes to cook the bread. She may say that there can be, but it depends upon the oven temperature. She may add that when the oven temperature is 300 °F it takes 35 minutes, at 350 °F it takes 30 minutes and at 400 °F it takes 25 minutes. So, again you ask, what is the intrinsic time to bake a loaf of bread? She could say: “The definition of bread cook time depends on the oven temperature, that is, it is ‘by definition’. Usually that specific definition is the typical cooking time spelled out in a cookbook for a specific temperature, say 350 °F. So let’s use standard-ingredient dough and carefully measure the time from dough placed in oven at 350 °F to clean toothpick extraction and utilize that time as the definition of Standard-bread cook time or yard stick.” In our case let us choose the currently most accurate Muon decay time, MuLan [6], of 2,196,980.3 [in 2009.5 picoseconds – remember the size or value of seconds, minutes, hours, days *and picoseconds change* during this progression of our Universe] as the “yard stick” or intrinsic, fixed or constant Muon decay time “BY DEFINITION.” Actually, similar to Barbour’s suggestions [22, 23], we **do not** much care about intrinsic time duration since we are only interested in the approximate occurrence of a chain of events like cooked bread ready to eat and completed Muon decay — it’s all relative!

But how do we actually utilize the fixed intrinsic unit of Muon decay time as a “yard stick”? Let us consider a thought experiment: We build a clock whose rate of progression (speed of time or, specifically angular rate of the second hand) is uniform and measure Muon decay time on the date of 2009.5. As was defined this is the “intrinsic unit of Muon decay time” or “yard stick”. We now build a clock whose time rate of progression (speed of time) is uniform BUT exactly having a, for example, a 4.2×10^{-19} ps per ps slower rate! Using this slower clock, we again measure Muon decay time on the same date of 2009.5 and jot down the second measured Muon-decay-time value. When in future the measured Muon decay time reaches the second value, we know that the clocks on the Earth at the laboratory site would have a 4.2×10^{-19} ps per ps slower rate — the Muon-decay-time yard stick tells us so! Equivalently one can simply difference each new measurement of Muon decay time from the 2009.5 value and divide by the intervening time interval. The same procedure can be accomplished for other Muon-decay-time dates (since 2009.5 is well in the past) and hence the speed of time will be based upon other newly defined Muon-decay-time yard sticks, hopefully measured to a higher accuracy and precision by advance atomic clocks.

WHAT ARE THE NEXT STEPS?

The next objective should be to determine the variation of the speed of time; to replace the notional Fig. 3 by one constructed from actual speed-of-time data. That objective can be met, at least in part, by the following steps: As previously mentioned, Cepheid variables could assist in the measurement of the speed of time out to about 20 million light years from the Earth. Measuring the rotational rate of galaxies would be a very useful tool *if that rate is attributed to the speed of time not to Dark Matter*. Indications that certain *complex* electro-weak processes, which exhibit longer/shorter durations as the seconds and years of our Universe progress, should be studied. High-frequency gravitational waves (HFGWs), having originated from our early Universe (defined as “relic” gravitational waves) and/or black holes should be analyzed in order to see the effect of a possible high speed of time. Eight different designed or built detectors of HFGWs are

discussed in Chapter 10 of [11] and the development of the most sensitive of them, the Li-Baker [36], should be actively pursued. Also as previously mentioned, there should be a measurement device or technique developed to differentially measure or “difference” sequence of Muon decay times in a short time interval, and determine if there exists a detailed structure in the speed of time. Possibly, the Global Positioning System (GPS) satellite clocks would be very slightly affected or **not affected** over the years. Specifically, if the GPS retains **the same** location measurements over the years and there is confirmation of a speed of time change, then it would evidence the continuing rollout of the space dimensions today. Likewise, if the *speed of light* determination **remains constant** as time slows, then there would be additional evidence of the space dimensions continuing rollout today in concert with the speed of time reduction. There also exists “... the unexplained part of the Muon’s magnetic moment ...” [37] that might, conceivably, have some bearing on or provide additional data on the variation of the apparent Muon decay time with time if such a variation exists, which I believe it does. The data from the *Gaia* satellite might also shed light on the change in time in our Milky Way Galaxy over more recent times [38], for example, is a variation in rotational rate of orbiting stars, binaries, is in keeping with a time speed change? Finally, but perhaps most importantly, the development of better atomic clocks should be encouraged. Metrologists at the National Institute of Standards and Technology (NIST) found using ytterbium atoms in an optical lattice “... two clocks ticked at the same rate to within 1.4 parts in 10^{18} — just over 100 times better than the top cesium devices” [39]. Approximately, the NIST results translate into an accuracy of up to an attosecond or one millionth of a picosecond! These improvements will become available by “perhaps 2030” [40] and have application to geophysics [41]. If utilized to measure Muon-decay times, then support or falsification of the annual decrease in the length of Muon decay time by means of an appropriate, sophisticated statistical curve-fitting program should quickly ensue. If the Proposition herein speculated is also correct, then a good determination of the speed of time (e.g., Muon decay time) with very accurate clocks over possibly

less than a year should provide for an accurate determination of the slowing of the speed of time at least at the laboratory site.

SUMMARY

Here I have speculated based upon review of experimental data from 1946 to 2017 on the duration of Muon decay (please see the Table). A speculations that does not exclude a working hypothesis on the apparent Muon decay time’s gradual shortening. I have discussed the Proposition that some complex processes operate on their own clocks different from the clocks associated with our macro Universe. Here I have speculated that the change in the speed of time in our Universe is directly related to the presence or absence of dark matter and dark energy and the Hubble parameter. Completely independent of the correctness of the Proposition, I have proposed an early universe theory of the big rollout of spacetime, from vanishingly small space dimensions, e. g., Planck length, to today’s dimensions, and time slowing from approaching infinitely fast speed (nearer to time “zero” or Planck time) to today’s speed, to be tested by the detection of high-frequency relic gravitational waves.

APPENDIX

Sunday, February 18th, 2018 Professor Chris Tully of Princeton University, Dr. Aron Chou Sr. of the Fermi National Laboratory and Dr. Kathryn Zurek of the Lawrence Berkeley National Laboratory presented papers on the detection of Dark Matter at the Annual Meeting of the American Association for the Advancement of Science (AAAS) held in Austin, Texas. On that same day I was invited to give a “Poster Presentation” also concerning Dark Matter (<https://aaas.confex.com/aaas/2018/meetingapp.cgi/Paper/22030>). In lectures in 1990—1992, as part of West Coast University’s Engineering Master’s Degree curriculum, I discussed the rollout of our Universe in both time and space. The first published account of this speculation, at least as to the high speed of time in the early Universe, was on page 85, Chapter 8 of the first printing of reference [11] published on July 16, 2016. Other presentations concerning my discovery or speculation as to the speed of time variation can also be found in footnote 5, page 54 of [18]: [74](http://space-</p>
</div>
<div data-bbox=)

scitechjournal.org.au/en/archive/2017/3/05 and Appendix B of [13] a draft of which was emailed to me by Andrew Beckwith in September, 2017.

ACKNOWLEDGEMENTS

Andrew Walcott Beckwith has always encouraged the development of my theories and has sought theoretical justification for my speed of time Proposition. Eric W. Davis is my devil's advocate and presents me with challenges to my time concept that serve to sharpen my theory of time, as well as provides me with important reference documents. R. Clive Woods likewise keeps me on proper course and has reviewed and corrected this paper's discussion as well as providing analyses concerning the trend to shorter apparent Muon decay times. Giorgio Fontana, coined the term "absolute time ruler." Leslie Sage provided important insights into the statistics of Muon Decay time. Jopi Jap of *Upwork.com* drew most of the figures. Thanks to my son, Robert M L Baker, III, who uncovered the important time research in [25] and grandson, Alexander Robert Fell, who photographed the key, Fig. 2 of [6]. Transportation Sciences Corporation provided support for my research. Finally, appreciation is given to the two referee reviewers whose critiques added strength to this paper, especially in Fig. 1b.

REFERENCES

1. Conversi, M., Piccioni, O., Pancini, E. Pions and Muons Conversi, Pancini, Piccioni (CPP) experiment. (1946). Slide 10. http://www0.mi.infn.it/~neri/HomePage/Teaching_files/Esperimento_CPP.pdf.
2. Lindy, R. A. Precision Measurement of the μ^+ Lifetime. *Phys. Rev.*, **125**(5), 1686—1696 (1962).
3. Eckhause, M. T., Filippas, A., Sutton, R. B., Welsh, R. E. Measurements of Negative-Muon Lifetimes in Light Isotopes. *Phys. Rev.*, **132**(1), 422—425 (1963).
4. Olive, K. A. Particle Data Group. *Chinese Phys. C*, **38**(9), 648 (2014).
5. Coan, T. E., Ye, J. Muon Physics. v05110.o, Rutgers Univ. Report, page 1 URL: www.physics.rutgers.edu/ugrad/389/muon/muonphysics.pdf (2016).
6. Webber, D. M. Measurement of the Positive Muon Lifetime (decay) and Determination of the Fermi Constant to Part-per-Million Precision. *Phys. Rev. Lett.*, 106:041803, the MuLan Collaboration (2011).
7. Tischchenko, V. Precision measurement of the positive muon lifetime by the MuLan collaboration. *Nuclear Physics B — Proceedings Supplements*, **225—227**, April—June, 232—235 (2013).
8. Barazandah, C. et al. A Cosmic Ray Muon. *J. Phys. Conf. Ser.*, **770**, 012050, P. 2, Section 2.1 (2016).
9. *Physics OpenLab*, January 10, URL: <http://physicsoopenlab.org/2016/01/10/cosmic-muons-decay/> (2016)
10. Adams, M. Cosmic Ray Meeting. February, 2017, Slide 10, Slide 11, Slide 12. URL: <https://indico.cern.ch/event/596002/contributions/2463437/attachments/1410577/2157296/Adams-Rome.pdf>
11. Baker, Jr. R. M. L. Gravitational Waves: the World of Tomorrow, a Primer with Exercises. 3rd Printing, Chapters 2, 8, 10, 11 and 12, Infinity Publications, West Conshohocken, PA, (2017).
12. Houghton, M, Vaas, R. (Eds.). The Arrows of Time, a Debate in Cosmology, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 8, (2012).
13. Beckwith, A. W. History lessons from the 5th Solvay Conference, 1927. Section XVII, Appendix B. Chongqing University Department of Physics Report for the 27th Solvay Conference in Physics (2017) as drafted and emailed to the author in September, 2017. URL: <http://www.drrobertbaker.com/docs/Beckwith%20%282017%29v2%20History%20Lesson%20from%20the%205th%20Solvay%20Meeting.pdf>
14. Bisadi, Z., Fontana, G, Moser, E., Pucker E., and Pavesi, L. Robust quantum random number generation with silicon nanocrystals light source. *Journal of Lightwave Technology*, **35**, N 9, 1588—1594 (2017).
15. Karimov, A. R. A model of discrete-continual time for a simple physical system. *Progress in Physics*, **2**, 69—70 (2008).
16. Fontana, G. Gravitational waves in hyperspace. CP969, Proceedings of the Space Technology and Applications International Forum-STAIF 2008, Ed. M. S. El-Genk © 2008 American Institute of Physics 978-0-7354-0486-1/08/23.00 P. 1055 (2008).
17. Corda, C., Fontana, G., Garcia-Cuadrado, G. Gravitational Waves in Hyperspace. *Modern Physics Letters A*, **24**, N 8, 575—582 (2009).
18. Baker, Jr. R. M. L. High-Frequency Gravitational Wave research and application to exoplanet studies. *Space Sci. & Technol.*, **23**(3), 47—63 (2017). URL: <https://doi.org/10.15407/knit2017.03.047> <http://drrobertbaker.com/docs/Space%20Science%20and%20Technology%20-2017-.pdf>
19. Dizikes, P. Does time pass? *MIT NEWS OFFICE* January 28, URL: <http://news.mit.edu/2015/book-brad-skow-does-time-pass-0128> (2015).
20. Radcliffe, S. The Flow of Time in a Timeless Universe. *Quantum Physics, SAND* <https://www.scienceandnonduality.com/the-flow-of-time-in-a-timeless-universe/> (2014).
21. Rovelli, C. *The Order of Time*. Riverhead Books (2018).
22. Barbour, J. *The End of Time: the Next Revolution in Physics*. Oxford University Press, (1999).

23. Barbour, J. *The Nature of Time*. arXiv:0903.3489v1 [gr-qc] (2009).
24. Lemley, B., Fink, L. Guth's Grand Guess. *Discover Magazine*, **23**, N 4, 1/8—8/8, April (2002).
25. Mars, M., Senovilla, J., Vera, R. Is the accelerated expansion evidence of a forthcoming change of signature on the brane?" *Phys. Rev. D.*, **77**, 027501. Publ. Jan. 11 (2008).
26. Senovilla, J. *New Scientist*, 2635, 5—22, December 22 (2007).
27. Araya, I. J., Bars, I. Generalized dualities in one-time physics as holographic predictions from two-time physics. *Phys. Rev. D.*, **89**, 1—57 (2014).
28. Morishima, K. Discovery of a big void in Knufu's Pyramid by observation of cosmic ray Muons. *Nature*, **552**, 388 (2017).
29. Baker, R. M. L., Jr., Makemson, M. *An Introduction to Astrodynamics*. P. 11. Academic Press, New York (1960).
30. Van Dokkum, P., et al. A galaxy lacking dark matter. *Nature*, **555**, 629—632, (2018).
31. Müller, O., Pawlowski, M. S., Jerjem, H., Lelli, F. A whirling plane of satellite galaxies around Centaurus A challenges cold dark matter cosmology. *Science*, **359**, 6375, 534 (2018).
32. Cho, A. Cosmic dawn signal holds clue to dark matter. *Science*, **359**, 6379, 969 (2018).
33. Wolchover, N. Deathblow Dealt to Dark Matter Disks. *Quanta Magazine*, November 17 (2017).
34. Bertone, G., Tait, M. P. A new era in the search for dark matter. *Nature*, **562**, 51—56 (2018).
35. Buzsaki, G., Llinas, R. Space and time in the brain. *Science*, **358**, 6362, 482—485 (2017).
36. Woods, R. C., Baker, R. M. L., Jr., Li, F., Stephenson, G. V., Davis, E. W., Beckwith, A. W. A new theoretical technique for the measurement of high-frequency relic gravitational waves. *J. Mod. Phys.*, **2** (N 6), 498—518 (2011).
37. Parker, R. H., Yu, C., Zhong, W., Estey, B., Muller, H. Measurement of the fine-structure constant as a test of the Standard Model. *Science*, **360**, 6385, 191, 194, 195 (2018).
38. Clery, D. Data trove helps pin down the shape of the Milky Way. *Science*, **360**, 6387, 363 (2018).
39. Cartilage, E. Better atomic clocks herald new era of time keeping. *Science*, **359**, 6379, 968 (2018).
40. Cho, A. World poised to adopt, new metric units. *Science*, **362**, 6415, 626 (2018).
41. McGrew, W. F. et al. Atomic clock performance enabling geodesy below the centimeter level. *Nature*, **564**, 87—90 (2018).

Received 31.05 2018
(March 2, 2019 Revisions)

Р. М. Л. Бейкер, мол.

Корпорація транспортних наук,
Палм-Дезерт, Каліфорнія, США

РОБОЧА ГІПОТЕЗА ПРО СКОРОЧЕННЯ ПЕРІОДУ МЮОННОГО РОЗПАДУ І ЧАС

Земна атмосфера пронизується космічними променями, що виходять із міжзоряного простору. Коли космічні промені стикаються з атмосферою Землі, вони розпадаються на мюони. Ці мюони також розпадаються з декількома різними режимами розпаду протягом точно вимірюваного часу (від шести до восьми значущих цифр). Мюони можуть бути представлені як годинник, який може працювати швидко або повільно.

У статті аналізується робоча гіпотеза про те, що тривалість розпаду мюона, отримана в експериментах у 1946—2017 роках, яка повинна бути постійною, може поступово скорочуватися, можливо нерегулярно (включаючи паузи), приблизно з 2.330 мкс (1946 г.) до 2.202 мкс (1962—1963 рр.). Виникають питання щодо точності найостанніших проведених вимірювань; потрібно також провести точніші експерименти, щоб підтвердити або відкинути тенденцію поступового скорочення часу розпаду мюона. Зокрема, у період з 2007.0 по 2009.5 роки більш точні вимірювання часу розпаду мюона показують зменшення видимого часу розпаду мюона приблизно на 13 пс в рік. Виявлено, що чисельний тренд не є статистично значущим. Проте явне зменшення часу розпаду мюона не може бути абсолютно виключене відповідно до огляду представлених даних.

Припущення про причини можливого скорочення часу розпаду мюона пов'язане з можливою зміною ходу годинника (швидкий або повільний годинник) у Всесвіті. Робоча гіпотеза полягає в тому, що власний час розпаду мюона не зменшується незначно порівняно з його власним годинником, але його явний час розпаду трохи зменшується у порівнянні з ходом годинників, пов'язаних з нашою Землею і / або нашого Всесвіту. У статті аналізуються декілька опублікованих досліджень про нерівномірність часу в нашому Всесвіті. Пропонується, що деякі складні процеси або підсистеми, такі як розпад мюона, «рухаються» до свого власного, фіксованого «часу» або часового інтервалу, який не залежить від потоку «часу» в нашому Всесвіті. На підтримку цього припущення цитуються декілька опублікованих досліджень. Обговорюються приклади застосування гіпотези можливої зміни швидкості часу в різних наукових задачах.

Ключові слова: мюон, тривалість мюонного розпаду, швидкість часу, високочастотні гравітаційні хвилі, реліктові гравітаційні хвилі, темна матерія, темна енергія, ранній Всесвіт, великий вибух, велике розгортання.

Р. М. Л. Бейкер, мл.

Корпорация транспортных наук,
Палм-Дезерт, Калифорния, США,

РАБОЧАЯ ГИПОТЕЗА О СОКРАЩЕНИИ ПЕРИОДА МЮОННОГО РАСПАДА И ВРЕМЯ

Земная атмосфера пронизывается космическими лучами, исходящими из межзвездного пространства. Когда космические лучи сталкиваются с атмосферой Земли, они распадаются на мюоны. Эти мюоны также распадаются с несколькими различными режимами распада в течение точно измеренного времени (от шести до восьми значимых цифр). Мюоны могут быть представлены как часы, которые могут работать быстро или медленно. В статье анализируется рабочая гипотеза о том, что длительность распада мюона, полученная в экспериментах в 1946—2017 годах, которая должна быть постоянной, может постепенно сокращаться, возможно, нерегулярно (включая паузы), приблизительно от 2.330 мкс (1946 г.) до 2.202 мкс (1962—1963 гг.). Возникают вопросы, касающиеся точности самых последних проведенных измерений. Требуется также более точные экспериментальные данные, чтобы подтвердить или отвергнуть тенденцию постепенного сокращения времени распада мюона. Так, в период с 2007.0 по 2009.5 годы более точные измерения времени распада мюона показывают уменьшение видимого времени распада мюона примерно на 13 пс в год. Обнаружено, что числен-

ный тренд не является статистически значимым. Тем не менее, явное уменьшение времени распада мюона не может быть абсолютно исключено в соответствии с представленными данными измерений. Предположение о причине возможного сокращения времени распада мюона подразумевает, что оно связано с возможным изменением хода часов (быстрые или медленные часы) во Вселенной. Рабочая гипотеза состоит в том, что собственное время распада мюона не уменьшается незначительно по сравнению с его собственными часами, но его кажущееся время распада немного уменьшается по сравнению с ходом часов, связанными с нашей Землей и/или нашей Вселенной. В статье анализируются несколько опубликованных исследований на тему неравномерности времени в нашей Вселенной. Предлагается, что некоторые сложные процессы или подсистемы, такие как распад мюона, «движутся» к своему собственному, фиксированному «времени» или временному интервалу, который не зависит от потока «времени» в нашей Вселенной. В поддержку этого предположения цитируются несколько опубликованных исследовательских работ.

Ключевые слова: мюон, длительность мюонного распада, скорость времени, высокочастотные гравитационные волны, реликтовые гравитационные волны, темная материя, темная энергия, ранняя Вселенная, большой взрыв, большое разветвление.

БЕЙКЕР Роберт М.Л. — доктор філософії, член Американської асоціації сприяння розвитку науки, провідний експерт з досліджень високочастотних гравітаційних хвиль (HFGW), голова трьох міжнародних конференцій з досліджень високочастотних гравітаційних хвиль, засновник веб-сайта з досліджень гравітаційних хвиль www.GravWave.com, співпрацює з корпорацією Consultancy Transport Sciences, працює старшим консультантом корпорації Транспортних наук і наукового товариства «Гравітаційні хвилі». Лауреат премії Університету Каліфорнії з фізики і премії Дірка Брауера за видатний внесок у астрономію та орбітальну механіку.

Напрямок науки — високочастотні гравітаційні хвилі, астрономія, орбітальна механіка.

ГРЕКОВА М. В. — аспірант, інженер-конструктор 2 категорії Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — матеріалознавство.

ДЕГТЯРЕВ Олександр Вікторович — Генеральний конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», академік Національної академії наук України, кандидат економічних наук, доктор технічних наук, академік Міжнародної академії астронавтики, заслужений машинобудівник України, почесний робітник космічної галузі України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка, механіка космічного польоту.

ДЕГТЯРЬОВА Олена Анатоліївна — начальник групи Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ДЖУР Євген Олексійович — професор Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, професор, доктор технічних наук.

Напрямок науки — матеріалознавство.

ДОБРУШИНА Марина Гарріївна — начальник групи відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — дослідження і розробка терморозміростабільних конструкцій космічного призначення.

КАВУН Василь Вікторович — начальник сектора відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — дослідження і розробка терморозміростабільних конструкцій космічного призначення.

КАЛІНІН Олександр Васильович — докторант Придніпровської державної академії будівництва і архітектури, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — матеріалознавство.

КОЛОС Людмила Миколаївна — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — системний аналіз, теорія оптимальних рішень.

КОТЛОВ Владислав Юрійович — аспірант кафедри механотроніки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — генерування та поширення низькочастотних та інфразвукових акустичних полів у вітроенергетиці, двигунобудуванні та металургії, методика розрахунків, вплив низькочастотних акустичних коливань на живі організми, історія науки у галузі ракетно-космічної техніки.

КУДРЕВАТИХ Олександр Тихонович — завідувач навчальної лабораторії Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — голографічні технології в ракетно-космічній техніці.

КУЛИК Антоніна Сергіївна — інженер-конструктор відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — дослідження і розробка терморозміростабільних конструкцій космічного призначення.

МАСЛІЙ Володимир Микитович — Головний конструктор-начальник проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — дослідження і розробка терморозміростабільних конструкцій космічного призначення.

МОСКАЛЬОВ Сергій Ігорович — Заступник Головного конструктора проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — дослідження і розробка терморозміростабільних конструкцій космічного призначення.

НОВИКОВ Олександр Васильович — заступник Генерального директора Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», директор Ракетно-космічного навчально-дослідного центру, кандидат технічних наук, професор, академік Міжнародної академії астронавтики, заслужений діяч науки і техніки України, нагороджений орденами.

Напрямок науки — динаміка польоту та управління ракетами.

НОСОВА Тетяна Валеріївна — старший науковий співробітник, доцент Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — матеріалознавство.

ПІДГОРОДЕЦЬКА Людмила Володимирівна — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — системний аналіз, дистанційні аерокосмічні дослідження.

РОЖКОВСЬКИЙ Володимир Фаустович — доцент Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — міцність конструкцій ракетно-космічної техніки.

САМОЙЛЕНКО Людмила Іванівна — провідний науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор технічних наук.

Напрямок науки — системний аналіз, теорія оптимальних рішень.

СОКОЛ Галина Іванівна — професор кафедри механотроніки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, доктор технічних наук. Нагороджена Почесними знаками „Винахідник СРСР” та „Відмінник освіти України”, член Американської асоціації з науки і техніки (American Association for Science and Technology).

Напрямок науки — генерування та поширення низькочастотних та інфразвукових акустичних полів у вітроенергетиці, двигунобудуванні та металургії, методика розрахунків, вплив низькочастотних акустичних коливань на живі організми, історія науки у галузі ракетно-космічної техніки.

СОХАЧ Юрій Васильович — доцент Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — голографічні технології в ракетно-космічній техніці.

ФЕДОРОВ Олег Павлович — директор, завідувач відділу наук про мікрогравітацію Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук, член-кореспондент Національної академії наук України.

Напрямок науки — космічне матеріалознавство, космічні дослідження.

ЩУДРО Анатолій Петрович — провідний інженер-конструктор відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — дослідження і розробка терморозміростабільних конструкцій космічного призначення.

ЖУРНАЛ «КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ» є визнаним науково-практичним загальноакадемічним виданням в Україні, що висвітлює найширші аспекти космічної діяльності у державі та за кордоном. Журнал розрахований на фахівців у галузі космічної науки і техніки, на тих, хто займається використанням космічних технологій в різних галузях народного господарства, а також на закордонних читачів, які бажають ознайомитися з досягненнями космічної галузі України. У журналі публікуються оглядові та оригінальні статті з різних розділів космічної науки, техніки та технології: історичні, соціальні та організаційні аспекти проблеми дослідження космосу; космічні носії та апарати; системи керування космічними носіями та апаратами; космічний зв'язок та інформаційні системи; дослідження Землі з космосу; космічна фізика (навколоземний космічний простір); космічна астрономія та астрофізика; хімічні, фізичні та біологічні процеси в космосі; космічні конструкції, спори та матеріали, а також різні повідомлення, звіти та рекламні матеріали.

Авторами та читачами журналу є видні діячі та спеціалісти космічної промисловості, вчені-теоретики та практики, що працюють у галузях космічної фізики, хімії, астрономії, матеріалознавства, машинобудування, навігації, біології тощо. Журнал корисний для науковців, інженерів, аспірантів та студентів вишів, його включено до переліку наукових фахових видань, у яких можуть публікуватися основні результати дисертаційних робіт з фізико-математичних та технічних наук. Редколегія спрямовує зусилля на підвищення рівня висвітлення результатів робіт українських вчених і конструкторів ракетно-космічної техніки у світових наукометричних базах.

Журнал виходить 6 разів на рік. З поточним номером чи архівом за минулі роки, а також правилами оформлення рукописів можна ознайомитись на сайті space-scitechjournal.org.ua

Кожен рукопис рецензується відомими фахівцями відповідної галузі. На основі висновків рецензентів редколегія робить висновок про можливість публікації.

При подачі рукопису автор надсилає у редакцію дві тверді копії оригіналу, електронні копії, направлення на бланку установи та Ліцензійну угоду (бланк угоди є на сайті) на адресу:

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143
Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України

Редакція КНІТ

Рукописи подаються українською, російською або англійською мовою, кожен рукопис супроводжується трьома резюме (українською, російською та англійською мовами, не менш як 1800 знаків кожне). Послідовність подачі матеріалу така:

- Номер УДК
- Ініціали та прізвища авторів
- Установи, де працюють автори
- Електронні адреси всіх авторів, якщо є
- Назва рукопису
- Резюме мовою рукопису
- Ключові слова мовою рукопису
- Текст рукопису
- Список літератури, упорядкований у алфавітному порядку

• References (див. сайт)

• Два резюме додатковими мовами. Кожне резюме повинне містити: список авторів, список установ, де вони працюють, назву рукопису, текст резюме, ключові слова.

Вимоги до набору тесту, формул, таблиць, рисунків та іншого ілюстративного матеріалу є загальноприйнятими та типовими для наукових журналів. Більш детально з принципами оформлення рукопису можна познайомитись на сайті журналу space-scitechjournal.org.ua.

Редакція

e-mails: reda@mao.kiev.ua

kfnt-knit@ukr.net

Телефон: 380 44 526 47 63

Факс: 380 44 526 21 47