

УДК 629.78

## ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ИНЖЕНЕРНОГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FIDESYS ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

### ASSESSMENT OF THE CAPABILITIES OF THE DOMESTIC FIDESYS ENGINEERING SOFTWARE PACKAGE IN SOLVING SPACECRAFT DYNAMICS PROBLEMS

**В. Ю. КЛИМЧУК, Е. А. КАНУННИКОВА**

АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Москва, Россия

**V. Yu. Klimchuk, E. A. Kanunnikova**

JSC "VNIIEEM Corporation", Moscow, Russia

**Аннотация.** Рассматривается возможность применения отечественного программного комплекса Fidesys для решения задач динамического анализа конструкций космических аппаратов на орбитальном участке. На моделях различной сложности решены задачи определения собственных частот и форм колебаний и динамического отклика конструкций на возбуждения, характерные для реальных космических аппаратов. Результаты верифицированы путем сравнения с MSC.Patran/Nastran.

**Ключевые слова:** космический аппарат, динамика конструкций, модальный анализ, гармонический анализ, переходные процессы, метод конечных элементов, Fidesys, MSC.Nastran.

**Для цитирования:** Климчук В. Ю., Канунникова Е. А. Оценка возможностей отечественного инженерного программного комплекса Fidesys при решении задач динамики космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2026. Т. 211. № 2. С. 9–15.

**Annotation.** The possibility of using the domestic Fidesys software package to solve the problems of dynamic analysis of spacecraft structures in the orbital section is being considered. Using models of varying complexity, the problems of determining natural frequencies and waveforms and the dynamic response of structures to excitations characteristic of real spacecraft have been solved. The results were verified by comparison with MSC.Patran/Nastran.

**Key words:** spacecraft, structural dynamics, modal analysis, harmonic analysis, transients, finite element method, Fidesys, MSC.Nastran.

**For citation:** Klimchuk V. Yu., Kanunnikova E. A. Assessment of the capabilities of the domestic Fidesys engineering software package in solving spacecraft dynamics problems // Electromechanical matters. VNIIEEM studies. 2026. Vol. 211. № 2. Pp. 9–15.

#### Введение

Анализ динамического поведения конструкций космических аппаратов (КА) на орбитальном участке эксплуатации является одним из ключевых этапов расчётного обоснования их работоспособности. Результаты динамических расчётов используются при оценке вибронагружения элементов высокоточной целевой аппаратуры, а также моделировании работы системы ориентации КА.

В инженерной практике предприятий ракетно-космической отрасли задачи динамики КА долгое время решались с использованием зарубежных программных комплексов конечно-элементного анализа, в частности *MSC.Patran/Nastran* [1 – 3], обладающих длительной историей применения и широкой верификационной базой в различных отраслях.

В современных условиях особую актуальность приобретает переход на отечественные программные решения, способные обеспечить сопоставимый уровень точности расчётов при сохранении преимущественности используемых методик.

Одним из известных отечественных программных комплексов (ПК) является ПК *Fidesys* [4], ко-

торый ориентирован на решение различных задач механики и в настоящее время активно развивается и применяется на предприятиях и в процессе обучения в технических ВУЗах. Однако вопросы его использования для моделирования динамики космических аппаратов с учетом специфики их конструкции и условий эксплуатации недостаточно освещены в научных публикациях и обучающих материалах. Это затрудняет объективную оценку возможностей ПК *Fidesys* и сдерживает его внедрение в расчётную практику предприятий отрасли.

Именно поэтому целью данной работы является оценка применимости ПК *Fidesys* для решения задач модального, гармонического анализа, а также анализа переходных процессов конструкций КА.

Следует отметить, что динамические модели космических аппаратов обладают рядом характерных особенностей, таких как наличие протяжённых гибких элементов с малой изгибной и крутильной жёсткостью (солнечные батареи, штанги, ферменные конструкции) и отсутствие кинематических закреплений системы в целом. Соответственно от программы требуется поддержка расчетов незакрепленных конструкций.

В настоящей работе выполнено сопоставление результатов динамического анализа, полученных в ПК *Fidesys* и *MSC.Patran/Nastran*.

Сопоставление проводится на ряде последовательно усложняющихся конечно-элементных моделей: простая балка, крыло гибкой солнечной батареи, модель КА с двумя крыльями солнечных батарей. Для обеспечения корректного сравнения в обоих комплексах модели были идентичны по типу и количеству элементов. Сравнивались результаты модального анализа и динамического отклика конструкций на возбуждения, характерные для реальных космических аппаратов.

### Результаты модального анализа

Модальный анализ является первым этапом исследования динамических свойств конструкций космических аппаратов и позволяет определить собственные частоты и формы колебаний, которые в дальнейшем используются при анализе динамического отклика.

При анализе первой модели – консольно закреплённой балки – было выявлено отличие балочного элемента в ПК *Fidesys* от классического варианта, реализованного в *MSC.Nastran*. Оказалось, что балочный элемент в ПК *Fidesys* обладает массовым моментом инерции (в соответствии с заданным сечением), что приводит к появлению крутильной формы колебаний балки. Этот эффект хорошо виден при сравнении результатов расчета собственных частот.

Так, в табл. 1 приведены результаты расчётов, полученные в ПК *Fidesys* и *MSC.Nastran*, а также аналитические значения собственных частот, рассчитанные по классическим формулам теории изгиба балок [5]. Из табл. 1 видно, что за исключением крутильной формы собственные частоты, полученные в обоих программных комплексах, хорошо согласуются между собой и с аналитическим решением.

Модальный анализ незакрепленной балки (табл. 2) показал, что ПК *Fidesys* корректно определяет формы колебаний твердого тела (формы с нулевыми частотами). Однако, как и в предыдущем примере, из-за отличия в свойствах балочного элемента, ПК *Fidesys* вычисляет дополнительную частоту, связанную с вращением балки вокруг своей оси. В результате при расчете в ПК *Fidesys* свободная балка имеет все шесть нулевых форм в отличие от пяти в *MSC.Nastran*. Остальные результаты, как и для закрепленной балки, отличаются в пределах 1%.

Таким образом, было подтверждено, что ПК *Fidesys* способен верно решать задачу о собственных частотах как при наличии закрепления, так и для свободной модели.

В качестве простейшей модели КА рассмотрим модель, состоящую из жесткого центрального тела и двух протяженных солнечных батарей каркасного типа.

В первую очередь определим парциальные частоты и формы колебаний жестко закрепленной батареи, показанной на рис. 1. На рис. 2 показаны 3 низшие формы колебаний, полученные в ПК *Fidesys* и *MSC.Nastran*, для которых наблюдается практически полное совпадение.

Таблица 1

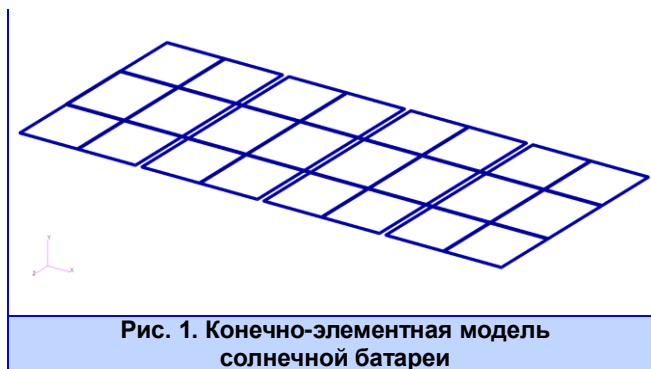
**Собственные частоты консольной балки**

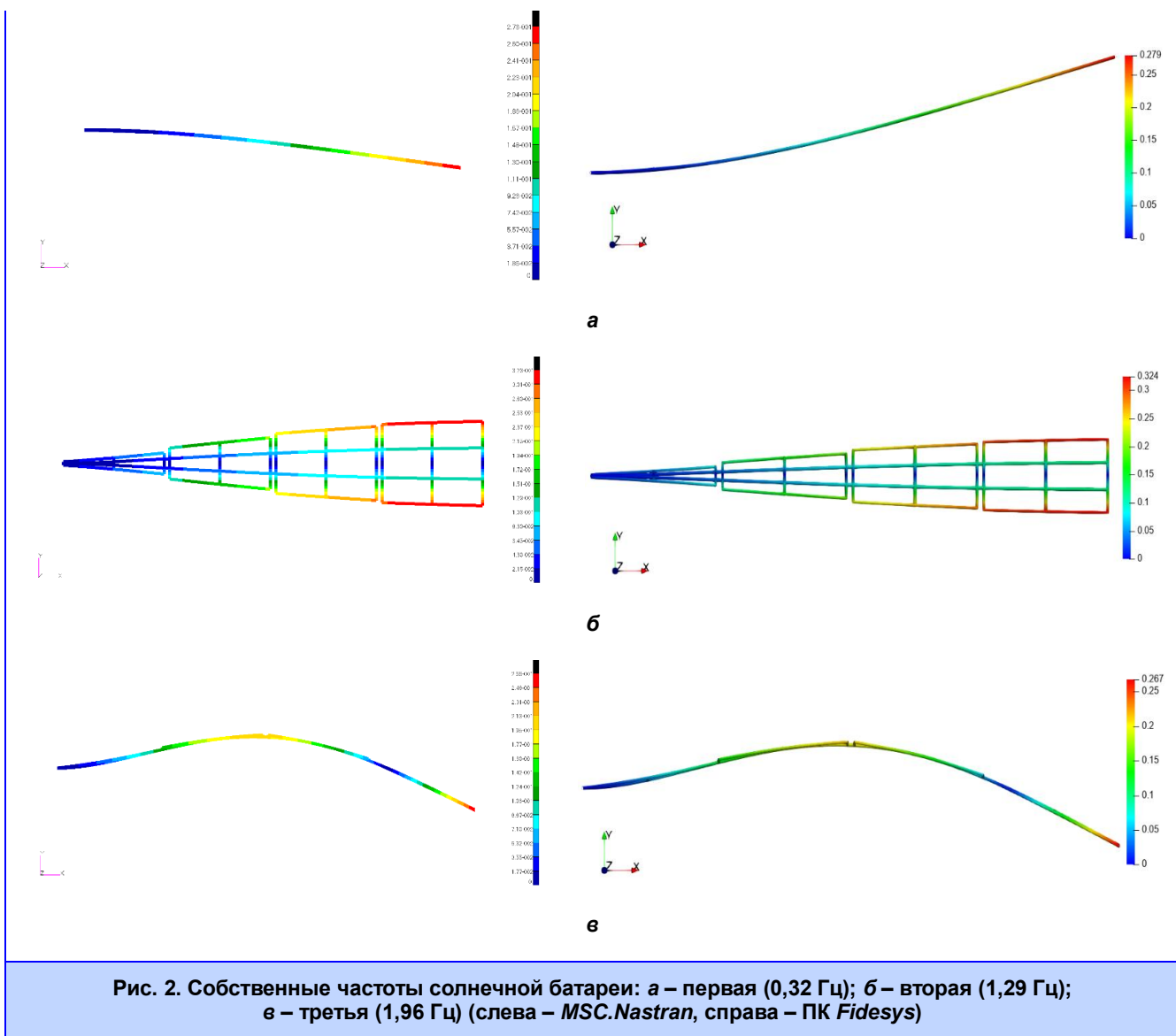
<i>MSC.Nastran</i>		ПК <i>Fidesys</i>		Разница, %	Аналитическое, Гц
№ частоты	Частота, Гц	№ частоты	Частота, Гц		
1	24,53	1	24,52	0,04	24,53
2	48,97	2	48,94	0,06	49,07
3	153,18	3	153,02	0,10	153,78
4	302,96	4	301,71	0,41	307,57
5	426,66	5	425,62	0,24	430,69
–	–	6	587,37	–	581,87
6	829,76	7	823,93	0,70	843,89
7	831,45	8	826,16	0,64	861,27

Таблица 2

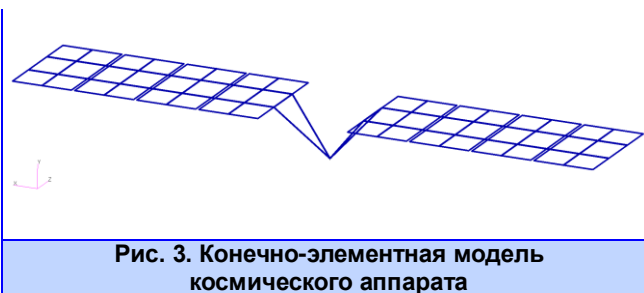
**Сравнение результатов для незакрепленной балки**

<i>MSC.Nastran</i>		ПК <i>Fidesys</i>		Разница, %
№ частоты	Частота, Гц	№ частоты	Частота, Гц	
1 – 5	0	1 – 6	0	–
6	155,26	7	155,65	0,25
7	309,20	8	308,35	0,27
8	426,24	9	426,53	0,07
9	830,40	10	829,08	0,16


**Рис. 1. Конечно-элементная модель солнечной батареи**



На заключительном этапе тестирования рассматривалась упрощённая модель космического аппарата с двумя панелями солнечных батарей (рис. 3), присоединенными к жесткому центральному телу.



Для данной модели были определены собственные частоты и формы колебаний при отсутствии закреплений.

Результаты расчётов для первых трех колебательных форм приведены на рис. 4. Результаты, полученные в двух программных комплексах, для упругих форм практически совпадают. Полученные данные подтверждают возможность использования ПК Fidesys для расчёта динамических характеристик конструкций космических аппаратов.

Однако при определении частот, отвечающих за движение твёрдого тела, в ПК Fidesys были найдены только три нулевые частоты вместо шести, что может привести к ошибкам при использовании модального разложения в динамическом анализе.

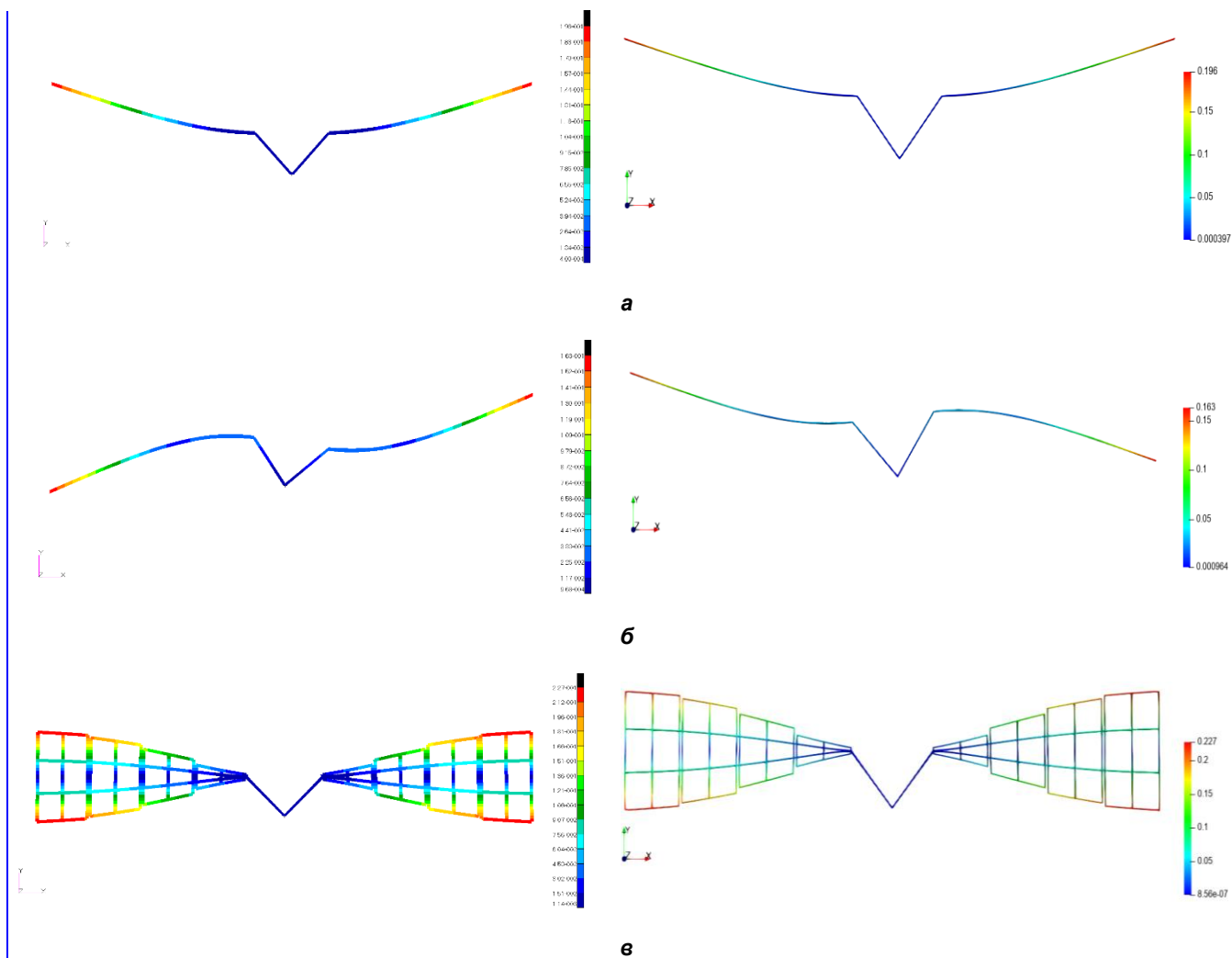


Рис. 4. Собственные частоты космического аппарата: а – седьмая (0,32 Гц); б – восьмая (0,46 Гц); в – девятая (1,28 Гц) (слева – *MSC.Nastran*, справа – ПК *Fidesys*)

### Результаты динамического анализа

На модели КА были проведены два типа динамических расчетов: анализ переходного процесса и гармонический анализ.

В рамках метода конечных элементов уравнения движения конструкции записываются в матричной форме [6]:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{B}\dot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{u}(t) = \mathbf{F}(t), \quad (1)$$

где  $\mathbf{M}$ ,  $\mathbf{B}$  и  $\mathbf{K}$  – матрицы масс, демпфирования и жёсткости соответственно;  $\mathbf{u}(t)$  – вектор обобщённых перемещений узлов модели;  $\mathbf{F}(t)$  – вектор внешних и инерционных нагрузок.

В ПК *Fidesys*, как и в *MSC.Nastran*, имеется возможность решать данную задачу двумя методами: прямым интегрированием и разложением по собственным формам колебаний [1].

В случае прямого интегрирования ищется решения непосредственно уравнения (1).

В методе разложения по формам вводится преобразование координат:

$$\mathbf{u} = \mathbf{\Psi}\mathbf{q}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{\Psi}$  – матрица собственных форм;  $\mathbf{q}$  – вектор перемещений в главных координатах.

С помощью этого преобразования матричное уравнение (1) приводится к набору разделенных уравнений:

$$\ddot{q}_j + 2\zeta_j \omega_j \dot{q}_j + \omega_j^2 q_j = \psi_j^T F, \quad (3)$$

где  $\psi_j$  –  $j$ -й вектор собственных форм;  $\omega_j$  –  $j$ -я собственная частота;  $\zeta_j$  – коэффициент модального демпфирования для  $j$ -й формы.

Для приведения исходного уравнения к виду (3) дополнительно предполагается, что матрица демпфирования  $\mathbf{B}$  пропорциональна матрице жесткости и приводится к диагональному виду:

$$\psi^T \mathbf{B} \psi = \text{diag}\{2\zeta_j \omega_j\}, \quad (4)$$

где  $\zeta_j$  – коэффициент модального демпфирования для  $j$ -й формы.

Получив из уравнений (3) решение  $q_j(t)$  для каждой формы, с помощью преобразования (2) находят искомые перемещения  $u$ .

Целесообразность выбора прямого или модального метода достаточно освещена в литературе по методу конечных элементов (МКЭ) [7] и определяется размерностью задачи и видом правой части уравнения. При учете в разложении (2) достаточного числа форм оба метода приводят к близким результатам. В задачи тестирования входило подтверждение возможности применения обоих методов.

Гармонический (частотный) анализ применяется для оценки установившегося отклика конструкции на синусоидальное внешнее воздействие.

В этом случае предполагается, что нагрузка  $F(t)$  и отклик  $u(t)$  в (1) подчиняются гармоническому закону:

$$\begin{aligned} F(t) &= \tilde{F}(\omega) e^{i\omega t}; \\ u(t) &= \tilde{u}(\omega) e^{i\omega t}, \end{aligned} \quad (5)$$

где  $\tilde{F}(\omega)$  – вектор амплитуд нагрузки;  $\tilde{u}(\omega)$  – вектор амплитуд отклика;  $\omega$  – угловая частота возбуждения.

Уравнение движения примет вид:

$$(-\omega^2 \mathbf{M} + i\omega \mathbf{B} \mathbf{C} + \mathbf{K}) \tilde{u}(\omega) = \tilde{F}(\omega), \quad (6)$$

и также как (1) может решаться прямым интегрированием и разложением по формам.

В последнем случае набор уравнений имеет вид:

$$-\omega^2 \tilde{q}_j + 2i\zeta_j \omega \omega_j \tilde{q}_j + \omega_j^2 \tilde{q}_j = \psi_j^T \tilde{F}, \quad (7)$$

где  $\tilde{q}_j(\omega)$  – вектор амплитуд  $j$ -й обобщенной координаты в разложении

$$\tilde{q}_j(t) = \tilde{q}_j(\omega) e^{i\omega t}. \quad (8)$$

Для моделирования управляющего момента при изменении ориентации КА к центру масс модели был приложен сосредоточенный момент  $M$ , как показано на рис. 5, а. При гармоническом анализе амплитуда момента на всех частотах равнялась 500 Н·м. При анализе переходного процесса момент изменялся во времени, как показано на рис. 5, б.

В качестве отклика рассматривается угол поворота центра масс КА в направлении действия момента.

На рис. 6 показаны графики изменения угла от частоты, полученные при гармоническом анализе. Видно, что результаты, полученные в обоих программах, совпадают.

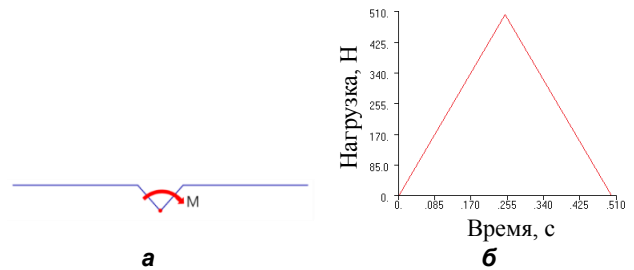


Рис. 5. Приложенное воздействие: а – направление; б – нагрузка в зависимости от времени

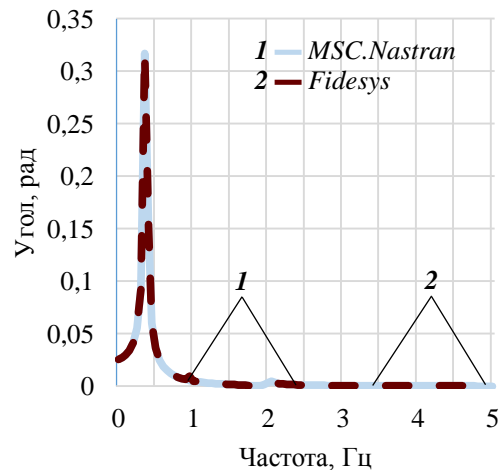


Рис. 6. Гармонический анализ

На рис. 7 показаны графики изменения угла от времени, полученные при анализе переходного процесса. На рис. 7, а, показано полное решение, включающее поворот КА как твердого тела и упругие колебания батарей, а на рис. 7, б, только упругие колебания.

Видно, что решение для колебательного процесса хорошо совпадает с *MSC.Nastran* для обоих применяемых методов (прямой и модальный), а для поворота твердого тела корректное решение в ПК *Fidesys* получено только при прямом интегрировании.

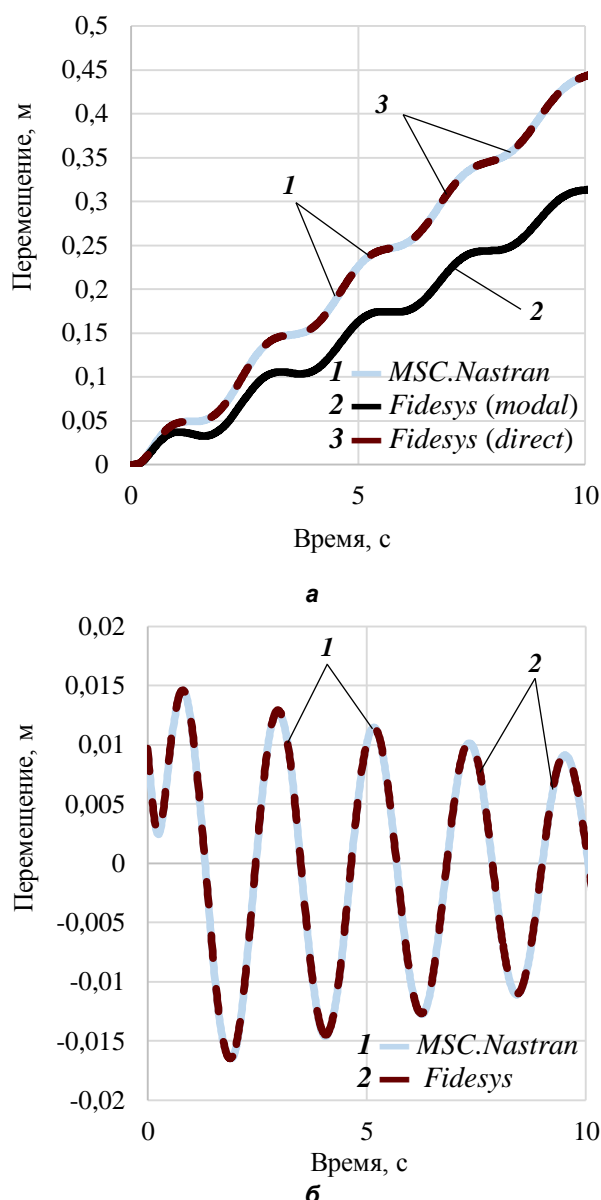


Рис. 7. Переходный процесс: а – полное решение; б – упругие колебания

При применении модального разложения поворот КА определен неверно (график 2 (черный) на рис. 7, а), что возможно связано с некорректным вычислением нулевых форм, о котором говорилось ранее. Отметим, что часть решения, описывающая твердое тело, может быть легко получена и без применения МКЭ, однако воспользовавшись полученным полным решением без проверки, можно совершить ошибку. Данный пример подтверждает необходимость тщательного тестирования любого нового программного обеспечения (ПО) до внедрения в расчетную практику.

### Заключение

Для оценки возможности применения отечественного программного комплекса *Fidesys* при решении задач динамического анализа конструкций космических аппаратов на орбитальном участке были выполнены расчёты моделей различной сложности с определением собственных частот и форм колебаний, а также отклика конструкций на динамическое возбуждение; полученные результаты верифицированы путём сопоставления с расчётами в *MSC.Patran/Nastran*, при этом сравнение показало в целом хорошее совпадение данных, что подтверждает корректность реализованных в ПК *Fidesys* численных методов и алгоритмов.

Полученные в работе результаты демонстрируют принципиальную возможность применения отечественного ПК *Fidesys* для анализа динамики конструкций космических аппаратов и являются начальным шагом в направлении внедрения российских инженерных решений, необходимых для достижения технологического суверенитета России.

В ходе работы также были выявлены отдельные особенности постановки динамических задач в ПК *Fidesys*, которые важно учитывать при проведении расчётов и при внедрении комплекса в производственную практику.

Для полноценного внедрения отечественного ПО в области численного моделирования в расчетную практику требуется проведение полномасштабного тестирования на типовых задачах и моделях. При этом необходимо тесное взаимодействие с компанией разработчиком ПО в виде обучения и анализа возникающих ошибок. Разработанные модели и полученные результаты являются частью этого процесса и могут использоваться для тестирования и другого отечественного ПО.

### СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Жилкин В. А. Численное решение динамических задач в MSC Nastran-Patran, в MathCAD : учебное пособие для вузов. СПб : Лань, 2023. 432 с.
2. Математическое моделирование в нелинейной механике (Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем) / Е. Н. Чумаченко [и др.]. М. : ИКИ РАН, 2009. 42 [2] с.
3. Ширококов В. Применение программных продуктов корпорации MSC.Software для комплексного виртуального моделирования динамических процессов и оценки работоспособности роторных систем // CADmaster. 2008. № 5. С. 42–51.
4. FIDESYS. Система прочностного анализа. Версия 8.1. Руководство пользователя [Электронный ресурс] / ООО «Фидесис» : [сайт]. М., 2026. URL : <https://cae-fidesys.com/documentations> (дата обращения: 25.01.2026).
5. Основы теории колебаний : учебное пособие / В. В. Мигулин [и др.]. М. : Наука, 1978. 393 с.
6. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы / Пер. с англ. М. : Мир, 1984. 428 с.
7. MSC.Software. Виртуальная разработка изделий – технологии XXI века. М., 2006. 164 с.

### References

1. Zhilkin V. A. Numerical solution of dynamic problems in MSC Nastran-Patran, in MathCAD. Study guide for universities. Saint Petersburg : Lan Publishing House, 2023. 432 p.
2. Mathematical modeling in nonlinear mechanics (The review of software systems designed to meet the challenges of complex systems simulation) / E. N. Chumachenko [et al.]. Moscow : IKI RAS, 2009. 42 [2] p.
3. Shirobokov V. Application of MSC.Software Corporation Products for complex virtual modeling of dynamic processes and evaluation of the performance of rotor systems // CADmaster. 2008. № 5. Pp. 42–51.
4. FIDESYS. Strength Analysis System. Version. User's Guide [Electronic resource] / ООО «Фидесис» : [website]. М., 2026. URL : <https://cae-fidesys.com/documentations> (date of access: 25.01.2026).
5. Fundamentals of the Theory of Oscillations : training manual / V. V. Migulin [et al.]. Moscow : Nauka, 1978. 393 p.
6. Gallagher R. H. The Finite Element Method: Fundamentals / Trans. from English. Moscow : Mir, 1984. 428 p.
7. MSC.Software. Virtual Product Development – Technologies of the 21st Century. Moscow, 2006. 164 p.

*Поступила в редакцию 02.03.2026*  
*The article was submitted 02.03.2026*

---

### Информация об авторах

*Валерий Юрьевич Климчук – инженер, т. 8 (495) 366-33-66, e-mail: lab186@mcc.vniiem.ru;*  
*Елена Александровна Канунникова – кандидат технических наук, начальник лаборатории, т. 8 (495) 366-33-66,*  
*e-mail: lab186@mcc.vniiem.ru.*

### Information about the authors

*Valery Yurievich Klimchuk – Engineer, t. 8 (495) 366-33-66, e-mail: lab186@mcc.vniiem.ru;*  
*Elena Alexandrovna Kanunnikova – Candidate of Technical Sciences, Head of the laboratory, t. 8 (495) 366-33-66,*  
*e-mail: lab186@mcc.vniiem.ru.*