

РАЗРАБОТКА И ВАЛИДАЦИЯ МЕТОДИКИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛООВОГО И ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛЕЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

А.В. Фролов¹

Ю.В. Михайлов²

С.В. Смирнов¹

frolov@frolov.moscow

mikhaylov.yu@gmail.com

strapdownsystems@mail.ru

¹ АО «ЦНИИАГ», Москва, Российская Федерация

² Филиал АО «ГМС Ливгидромаш», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Обоснована актуальность необходимости достоверной оценки термоупругих деформаций осей чувствительных элементов и их последующей алгоритмической компенсации для повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Для этого разработана методика компьютерного моделирования температурных полей бесплатформенной инерциальной навигационной системы средствами программного обеспечения ANSYS. Методика комбинирует несколько методических подходов к подготовке расчетных моделей, используемых для моделирования теплового и деформированного состояния деталей прибора, расчета свободно-конвективной циркуляции воздуха во внутрикорпусном пространстве, а также методический подход к решению задачи газодинамики и теплообмена. Для валидации разработанной методики в лабораторных условиях проведено экспериментальное измерение температуры прибора при самопрогреве в его характерных точках. Установлено удовлетворительное соответствие расчетных и экспериментальных данных, что свидетельствует об адекватности выбранной математической модели и разработанной расчетной схемы для бесплатформенной инерциальной навигационной системы. На основании результатов валидации рекомендовано использовать предлагаемую методику для прогнозирования теплового и напряженно-деформированного состояния деталей бесплатформенной инерциальной навигационной системы и для опре-

Ключевые слова

Бесплатформенная инерциальная навигационная система, методика расчета, ANSYS, сопряженный теплообмен, акселерометр, гироскоп, углы отклонения осей

деления углов отклонения осей чувствительных элементов в различных, в том числе нестационарных, эксплуатационных режимах. Для вычисления углов чувствительных элементов предложен методический подход на основе применения специальных двухузловых конечных элементов и соотношений для углов Брайанта, описывающих взаимное положение в пространстве двух систем координат

Поступила 29.03.2021

Принята 10.08.2021

© Автор(ы), 2022

Введение. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) используют для автономного и надежного решения задачи навигации различных подвижных объектов при сохранении допустимого уровня погрешностей счисления углов, скоростей и координат [1–4]. С одной стороны, отсутствие платформы позволяет сделать прибор компактнее, технологичнее и снизить стоимость, с другой, предъявляет более высокие требования к чувствительным элементам (ЧЭ) (гироскопам и акселерометрам) БИНС и стабильности их измерительных осей в условиях медленно меняющихся (старение материалов несущих деталей) и быстро протекающих (нагрев и механические деформации) процессов в конструкции [5].

Принципиальная особенность систем инерциальной навигации — навигационные погрешности, накапливаемые вследствие наличия различного рода остаточных погрешностей после этапов лабораторно-стендовой и полевой калибровок. Поэтому множество работ посвящено вопросам минимизации различных инструментальных погрешностей ЧЭ и методических погрешностей БИНС. Методические погрешности БИНС связаны с необходимостью упрощения математического описания физических процессов на этапе реализации вычислительных процедур с учетом ограничений вычислительной подсистемы БИНС и не являются целью рассмотрения настоящей работы.

К основным инструментальным погрешностям обычно относят смещение нулевого сигнала, погрешность масштабного коэффициента, нестабильность входной (измерительной) оси [6].

Следует отметить, что для высокодинамичных подвижных объектов с малым временем полета большой эффект на навигационную погрешность оказывают, как правило, погрешности акселерометров, а не гироскопов. Кроме того, нестабильность входной оси, в отличие от смещения нулевого сигнала и погрешности масштабного коэффициента, имеет распределенный характер, т. е. одновременно относится как к ЧЭ, так и к несущей системе (НС) БИНС [7].

Как показывает практика, в случае применения БИНС на высокодинамичных объектах составляющая неустойчивости входной оси, вызванная деформациями несущей системы БИНС вследствие быстро и медленно протекающих температурных и механических воздействий, может в несколько раз превышать собственную неустойчивость входной оси акселерометра. В связи с этим чрезвычайно актуальной для высокодинамичных подвижных объектов задачей является минимизация неустойчивостей входных осей акселерометров БИНС [8].

Работы по проблеме исследования термодинамического и деформированного состояния деталей БИНС, оказывающих влияние на уровень неустойчивости входной оси ЧЭ, в первую очередь акселерометров, с помощью моделирования термоупругих процессов его несущей системы с последующей валидацией результатов, появляются не часто. Применение подобной методики на этапе выбора технического облика и конструкторской проработки прибора позволит минимизировать уровень неустойчивости входных осей ЧЭ от температурных воздействий, повысить эффективность вспомогательных методов термостабилизации или термокомпенсации [9] и, как следствие, обеспечить минимально возможные отклонения входных осей ЧЭ при эксплуатации и максимально возможную точность БИНС.

Точность определения деформаций на основе численного моделирования, по сути, ограничена точностью задания граничных условий теплообмена [10]. В случае расчета всей НС БИНС наибольшая точность расчета деформаций достигается при выполнении сопряженного термоупругого анализа.

Цель работы — разработка методики моделирования теплового и деформированного состояния НС БИНС в нестационарной термоупругой постановке с учетом конвективного теплообмена во внутрикорпусном пространстве прибора с использованием программного обеспечения ANSYS. Для оценки достоверности результатов расчета проведена валидация расчетной модели с помощью экспериментального исследования.

Описание методики моделирования. В общем случае во время эксплуатации НС и ЧЭ БИНС находятся в нестационарном пространственном инерционном поле, подвержены воздействию случайной широкополосной вибрации, линейным перегрузкам, а также температурным деформациям вследствие тепловыделения электронных компонентов и внешних тепловых воздействий.

Сложность пространственных форм деталей НС прибора, разнородность и возможные нелинейности внешних нагрузок делают использование аналитических расчетных методик определения температуры и де-

формации крайне затруднительным. В то же время современные инструменты численного моделирования позволяют всесторонне учесть различные факторы, действующие на рассматриваемый объект, в том числе обусловленные различной физической природой.

Здесь определение теплового и деформированного состояния деталей БИНС проведено с использованием методов численного моделирования, ставших в настоящее время индустриальными стандартами: метода конечных элементов [11] и метода контрольных объемов [12], реализованных в программных модулях *ANSYS Mechanical* и *ANSYS Fluent* соответственно.

Анализируя физику теплообмена рассматриваемого объекта, можно выделить следующие доминирующие явления: теплопроводность в деталях БИНС, свободный конвективный теплообмен в замкнутом пространстве внутри измерительных блоков и между наружными поверхностями прибора и внешним пространством.

Точность численного решения задачи теплопроводности зависит от корректности задания коэффициентов теплопроводности деталей, площади контакта деталей и контактной теплопроводности [8].

При свободной конвекции в замкнутом пространстве нагрев и охлаждение жидкости (рабочее тело — воздух) протекают вблизи друг от друга и разделить их невозможно; в этом случае весь процесс необходимо рассматривать в целом [13]. Вследствие ограниченности пространства и наличия восходящих и нисходящих потоков имеет место сложное движение, зависящее от формы и геометрических размеров, а также от температурного напора.

Описывая свободную конвекцию в неограниченном пространстве, среднее значение критерия теплоотдачи Нуссельта для различных типов поверхностей можно задать закономерностью [14]:

$$\sqrt{\text{Nu}} = \sqrt{\text{Nu}_0} + \left(\frac{\text{Gr Pr} / 300}{(1 + (0,5 / \text{Pr})^{9/16})^{16/9}} \right)^{1/6}, \quad (1)$$

где $\text{Nu} = \alpha L / \lambda$ — число Нуссельта (α — коэффициент теплоотдачи; L — определяющий размер — средняя толщина слоя среды; λ — теплопроводность среды); $\text{Gr} = g \beta t L^3 / \nu^2$ — число Грасгофа (g — ускорение свободного падения; t — определяющая температура — средняя температура среды; β — коэффициент объемного расширения; ν — кинематическая вязкость); $\text{Pr} = \nu \rho c_p / \lambda$ — число Прандтля (ρ — плотность; c_p — удельная теплоемкость).

Описание расчетной модели. Твёрдотельные модели деталей БИНС с обозначенными контрольными точками, соответствующими местам установки термопар в эксперименте, приведены на рис. 1.

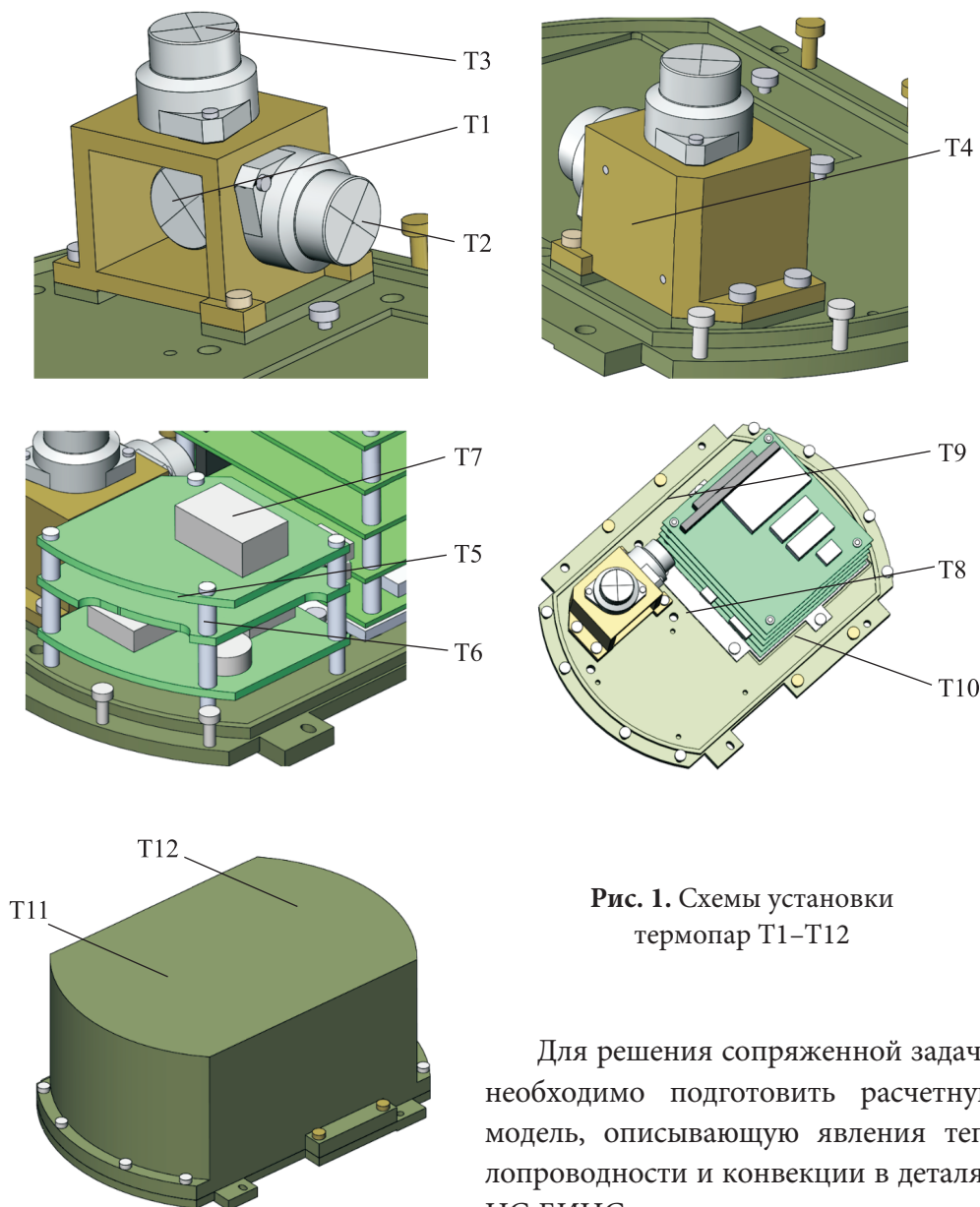
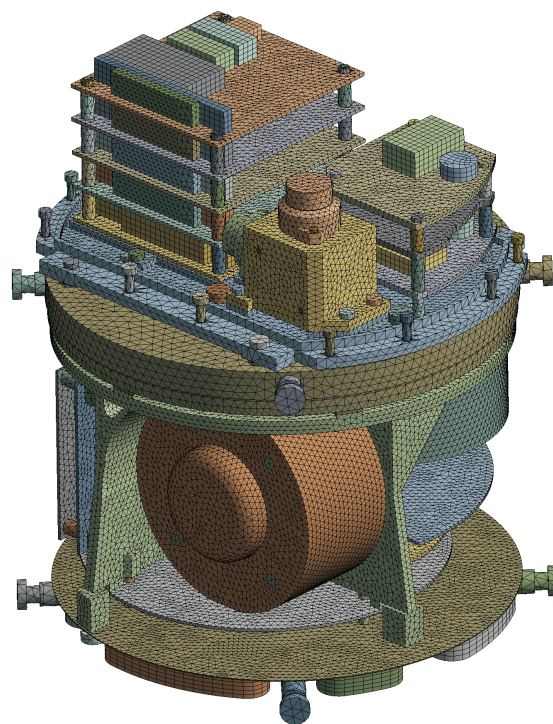
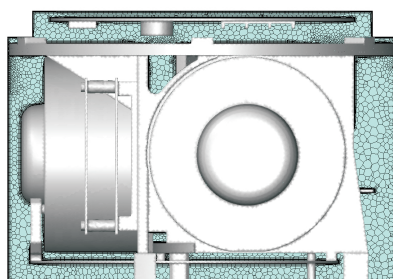
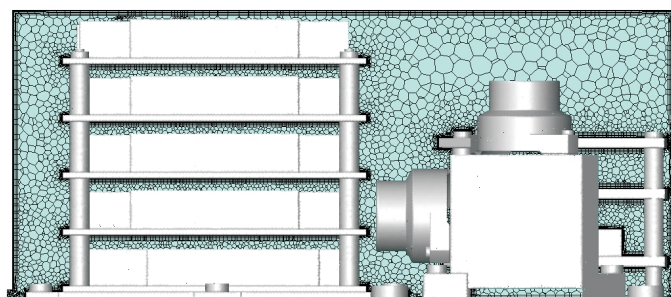


Рис. 1. Схемы установки термопар Т1–Т12

Для решения сопряженной задачи необходимо подготовить расчетную модель, описывающую явления теплопроводности и конвекции в деталях НС БИНС, а также расчетную модель, описывающую циркуляцию воздуха во внутрикорпусном пространстве прибора. Таким образом, требуется разработать две конечно-элементные модели. Для решения структурной задачи использована тетраэдральная сетка (рис. 2, а), для решения задачи газодинамики — полиэдральная сетка (рис. 2, б) [15].



а

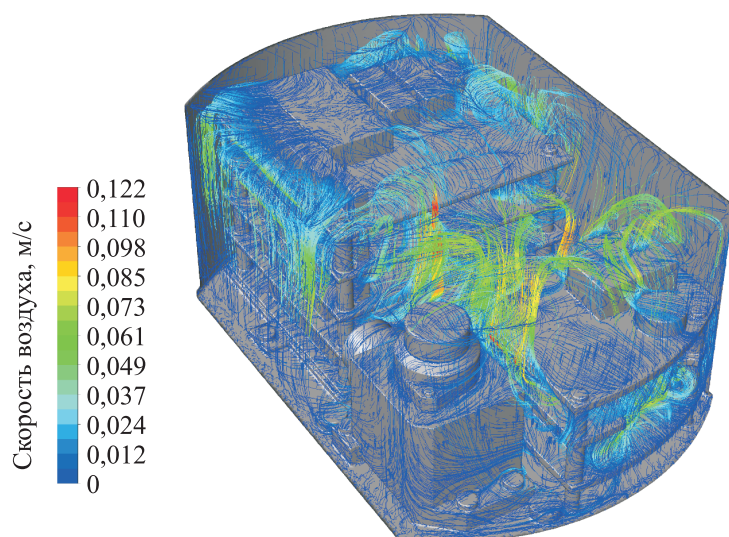


б

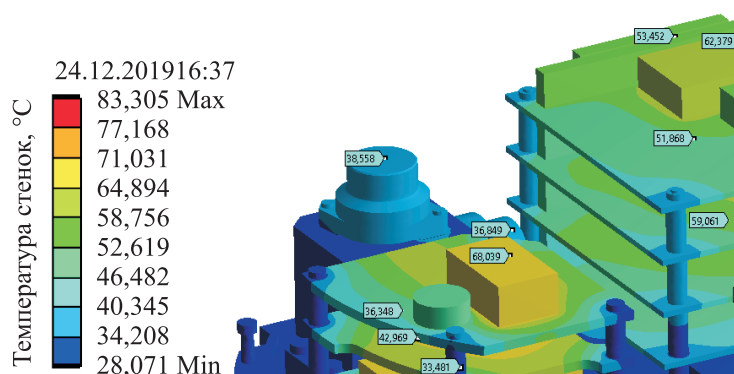
Рис. 2. Конечно-элементные сетки деталей НС БИНС (*а*)
и внутрикорпусного объема воздуха (*б*)

Структурная модель учитывает различные материалы деталей НС БИНС с характерными для них свойствами. Граничные условия: объемные тепловыделения электронных компонентов, вычисляемые на основе их паспортных данных; конвективный теплообмен наружных поверхностей прибора с окружающей средой, где коэффициенты теплоотдачи вычисляются по (1); внутрикорпусной теплообмен с воздухом, который определяют из решения сопряженной задачи.

Результаты. Линии циркуляции воздуха во внутрикорпусном пространстве БИНС с обозначенными на них значениями скоростей и температурное поле в деталях показаны на рис. 3. В центре прибора происходит ак-



a

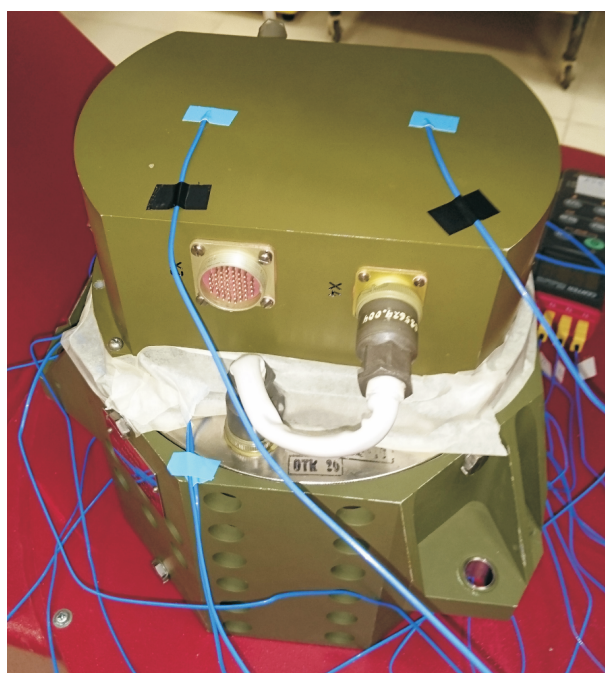


б

Рис. 3. Линии циркуляции воздуха во внутрикорпусном пространстве БИНС (*a*) и температурное поле (*б*)

тивный процесс движения рабочего тела, затрагивающий акселерометры. Тепловая картина показывает, что в приборе имеются значительно нагретые тела, которые поддерживают интенсивное движение рабочего тела, влияющего на температуру акселерометров.

Описание эксперимента. Экспериментальное исследование температурного состояния БИНС проведено путем установки термопар на поверхностях деталей блока акселерометров с последующим измерением температуры после включения прибора. Фотографии прибора с термопарами и термометрами приведены на рис. 4.



a



б

Рис. 4. Фотографии прибора с термопарами (*a*) и термометрами (*б*)

Термопары закреплены в точках измерений при использовании теплопроводящего двустороннего скотча. Измеряемые значения температуры выводились на экраны термометров и записывались в их память. Термопары Т5–Т8 имеют погрешность 0,4 °С, остальные термопары — ± 1 °С.

Валидация модели. Графики сравнения результатов расчетов и экспериментальных замеров в точках установки термопар для Т1–Т4 приведены на рис. 5. Результаты расчетов согласуются с экспериментальными измерениями и качественно описывают характер рассматриваемых тепловых нестационарных процессов.

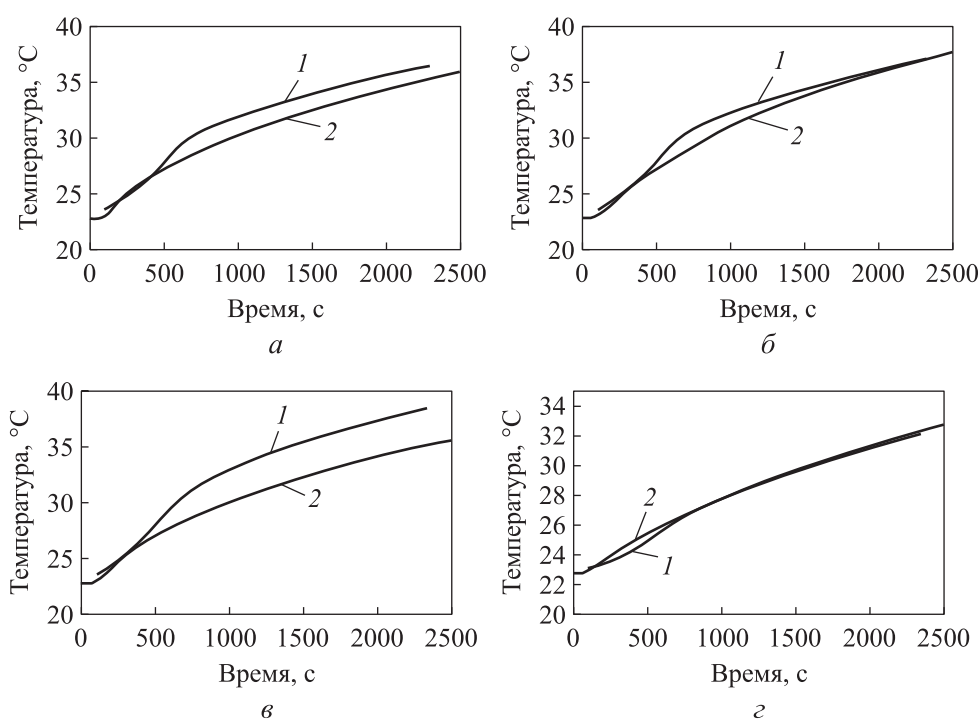


Рис. 5. Сравнение результатов расчетов (1) и экспериментов (2) для термопар Т1 (а), Т2 (б), Т3 (в) и Т4 (г)

Обсуждение полученных результатов. Для количественного анализа результатов вычислены максимальные и средние относительные погрешности в течение всего оцениваемого нестационарного процесса (табл. 1).

Из всех контрольных точек выделяются результаты для термопар Т5 и Т7, для которых отклонение между экспериментальными и расчетными значениями существенно выше, чем для других термопар, что было получено в результате:

– завышенных значений тепловыделений электронных компонентов, принятых на основе номинальных паспортных данных;

– погрешности экспериментальных измерений, связанной с недостаточным контактом/фиксацией соответствующих термопар.

Таблица 1

Значения относительных погрешностей вычисления температуры

Термопара	Погрешность, %		Термопара	Погрешность, %	
	максимальная	средняя		максимальная	средняя
T1	5,8	3,8	T7	38,9	21,6
T2	4,8	2,1	T8	4,5	3,0
T3	9,3	7,3	T9	3,4	2,4
T4	2,3	0,5	T10	5,2	3,6
T5	26,4	15,8	T11	1,9	1,2
T6	3,5	1,5	T12	2,6	1,3

С позиции моделирования физических явлений отсутствуют принципиальные отличия между контрольными точками, поэтому нет основания утверждать о негативном влиянии полученных результатов на точность модели в целом.

Если не учитывать результаты сравнения для T5 и T7, то можно сделать вывод о высокой точности прогнозирования нестационарных температурных процессов. Средняя относительная погрешность по всем контрольным точкам, кроме T5 и T7, составила 2,7 %.

Вычисление углов отклонения осей чувствительных элементов. Основная цель работы — вычисление углов отклонения осей ЧЭ вследствие приложенных нагрузок, поэтому важным этапом создания расчетной модели является термоупругое моделирование.

Расчет напряженно-деформированного состояния проведен в квазистатической постановке. Для расчета тепловых перемещений рассчитанное ранее температурное поле приложено ко всему объему расчетной модели. Векторы перемещений от теплового воздействия для триады акселерометров приведены на рис. 6, а.

Для вычисления углов α , β , γ отклонения осей ЧЭ БИНС (рис. 6, б) используют специальные двухузловые конечные элементы (i_1j_1, i_2j_2, i_3j_3) , с узлами которых связаны прямоугольные системы координат (СК). Узлы i_k ($k = 1, 2, 3$) имеют одинаковое положение в пространстве и для упрощения обозначены как i с СК (X, Y, Z) а узлы i_k — СК (X_k, Y_k, Z_k) . Для случая лабораторного исследования СК узла i принята неподвижной, хотя в общем случае она может быть связана с опорными поверхностями

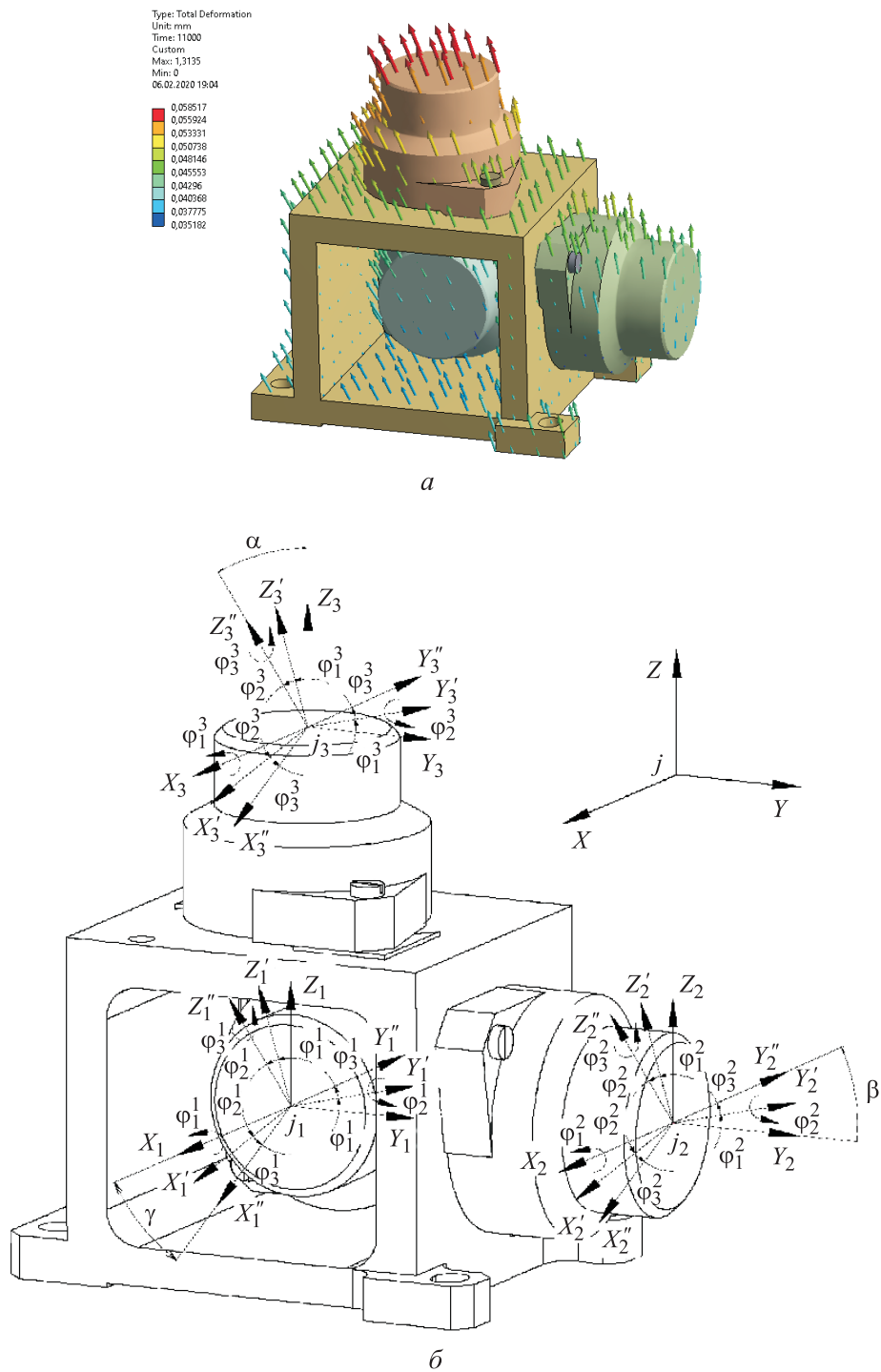


Рис. 6. Векторы перемещений от теплового воздействия (а) и углы отклонения от ортогонального положения ЧЭ (б)

прибора и менять положение и ориентацию в пространстве. Системы координат узлов i_k связаны с плоскими площадками акселерометров на уровне конечно-элементной сетки и меняют положение и ориентацию в пространстве под действием приложенных к модели нагрузок. В начальный момент времени расчета оси СК (X, Y, Z) и (X_k, Y_k, Z_k) сонаправлены соответствующим образом. При деформации модели происходит поворот площадок акселерометров и связанных с ними СК в новое положение (X_k'', Y_k'', Z_k'') , в любой момент времени их ориентация характеризуется углами относительного поворота между СК узлов i и i_k , так называемыми углами Брайанта [16]:

$$\varphi_1^k = -\arctg\left(\frac{YZ_k''}{ZZ_k''}\right); \quad \varphi_2^k = -\arcsin(XZ_k''); \quad \varphi_3^k = -\arctg\left(\frac{XY_k''}{XX_k''}\right).$$

Повороты СК на углы $\varphi_1^k, \varphi_2^k, \varphi_3^k$ происходят вокруг осей X_k, Y_k, Z_k соответственно, а искомые углы отклонения осей ЧЭ определяются по формулам:

$$\alpha = \sqrt{(\varphi_1^3)^2 + (\varphi_2^3)^2}; \quad \beta = \sqrt{(\varphi_1^2)^2 + (\varphi_3^2)^2}; \quad \gamma = \sqrt{(\varphi_1^2)^2 + (\varphi_3^2)^2}.$$

Значения вычисленных углов отклонения от первоначального ортогонального положения осей акселерометров при тепловом воздействии приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения углов отклонения осей акселерометров при тепловом воздействии

T, с	X, угл. с	Y, угл. с	Z, угл. с	T, с	X, угл. с	Y, угл. с	Z, угл. с
550	2	2	4	6050	18	11	26
1100	5	4	9	6600	19	11	27
1650	8	5	12	7150	19	12	28
2200	10	6	15	7700	20	12	29
2750	12	7	18	8250	20	12	29
3300	13	8	20	8800	21	12	30
3850	15	9	21	9350	21	12	30
4400	16	9	23	9900	21	13	30
4950	17	10	24	10 450	21	13	31
5500	18	10	25	11 000	22	13	31

Приведенные данные показывают, что с течением времени отклонение ЧЭ по оси Z уже на 3300-й секунде перекрывает некоторые предельные значения ($20''$) для оси чувствительности акселерометра. Фактиче-

ски, требования к точности установки ЧЭ акселерометров в БИНС будут только увеличиваться, поэтому учет нестационарных тепловых термоупругих процессов для расчета навигационного решения БИНС беспилотных ЛА больше недопустим.

Заключение. Описана методика моделирования теплового и деформированного состояния деталей БИНС в ANSYS. Проведена валидация разработанной методики на основе имеющихся экспериментальных данных по измерениям значений температуры в характерных точках прибора. Средняя относительная погрешность 2,7 %, что позволяет использовать ее для алгоритмической компенсации критичных погрешностей высокودинамичной БИНС: отклонения осей ЧЭ и их стабильности во времени.

Разработан способ вычисления углов отклонения осей ЧЭ с использованием специальных двухузловых конечных элементов и связанных с ними СК, взаимный поворот и ориентация которых описываются углами Брайанта.

Результаты проведенных исследований показали, что при разработке конструктивных мер по увеличению точности БИНС высокودинамичных подвижных объектов за счет повышения стабильности отклонения осей ЧЭ необходимо учитывать термодинамическое состояние БИНС в целом, включая его внутренние объемы, применять предложенную методику расчета для оценки термоупругого состояния ЧЭ БИНС, в том числе и с использованием средств расчета газо- и гидродинамики.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Chatfield A.B. Fundamentals of high accuracy inertial navigation. AIAA, 1997. DOI: <https://doi.org/10.2514/5.9781600866463.0000.0000>
- [2] Titterton D., Weston J. Strapdown inertial navigation technology. Institution of Engineering and Technology, 2005.
- [3] Lawrence A. Modern inertial technology: navigation, guidance, and control. *Mechanical Engineering Series*. New York, Springer, 1998. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-1-4612-1734-3>
- [4] Noureldin A., Karamat T.B., Georgy J. Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration. Berlin, Heidelberg, Springer, 2013. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-30466-8>
- [5] Пешехонов В.Г. Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем. *Гироскопия и навигация*, 2011, № 1, с. 3–16.
- [6] Климкович Б.В., Толочко А.М. Калибровка БИНС навигационного класса точности в инерциальном режиме. *XXII Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам*. СПб., 2015, с. 250–256.

- [7] Savage P.G. Strapdown sensors. *Strapdown Inertial Systems — Theory and Applications*. NATO AGARD Lecture Series No. 95. North Atlantic Treaty Organization, Section 2. June. 1978.
- [8] Джашитов В.Э., Панкратов В.М., Голиков А.В. и др. Иерархические тепловые модели бесплатформенной инерциальной навигационной системы на волоконно-оптических гироскопах. *Гироскопия и навигация*, 2013, № 1, с. 49–63.
- [9] Громов Д.С. Тепловая защита и термостабилизация волоконно-оптического гироскопа в составе современной бесплатформенной инерциальной навигационной системы. *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*, 2014, № 2, с. 137–142.
- [10] Menter F. CFD best practice guidelines for CFD code validation for reactor safety applications. *European Commission, 5th EURATOM framework programmer*. Berlin, GRS, 2004.
- [11] Zienkiewicz O.C. The finite element method. McGraw-Hill, 1977.
- [12] Patankar S.V. Numerical heat transfer and fluid flow. McGraw-Hill, 1980.
- [13] Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М., Энергия, 1977.
- [14] Schlunder E.U., ed. Heat exchanger design handbook. Hemisphere Publ., 1983.
- [15] Sosnovski M., Krzywanski J., Grabowska K., et al. Polyhedral meshing in numerical analysis of conjugate heat transfer. *EPJ Web Conf.*, 2018, vol. 180, art. 02096. DOI: <https://doi.org/10.1051/epjconf/201818002096>
- [16] Nikravesh P. Computer-aided analysis of mechanical systems. Prentice Hall, 1988.

Фролов Александр Владимирович — канд. техн. наук, начальник отдела АО «ЦНИИАГ» (Российская Федерация, 127018, Москва, ул. Советской Армии, д. 5).

Михайлов Юрий Владимирович — канд. техн. наук, главный специалист по математическому моделированию ГНТЦ Филиала АО «ГМС Ливгидромаш» (Российская Федерация, 125252, Москва, ул. Авиаконструктора Микояна, д. 12).

Смирнов Сергей Викторович — канд. техн. наук, начальник отдела АО «ЦНИИАГ» (Российская Федерация, 127018, Москва, ул. Советской Армии, д. 5).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Фролов А.В., Михайлов Ю.В., Смирнов С.В. Разработка и валидация методики моделирования теплового и деформированного состояния деталей бесплатформенной инерциальной навигационной системы. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2022, № 1 (138), с. 32–48.
DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2022-1-32-48>

DEVELOPMENT AND VALIDATION OF THE TECHNIQUE FOR SIMULATING THERMAL AND STRAIN STATE OF STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM PARTS

A.V. Frolov¹

frolov@frolov.moscow

Yu.V. Mikhaylov²

mikhaylov.yu@gmail.com

S.V. Smirnov¹

strapdownsystems@mail.ru

¹ TSNIAG JSC, Moscow, Russian Federation

² HMS Livgidromash JSC, Moscow Branch, Moscow, Russian Federation

Abstract

This article shows an importance of a reliable assessment of thermoelastic deformations of the axles of sensitive elements and their subsequent algorithmic compensation in order to improve the accuracy of strapdown inertial navigation system. For this purpose, a technique for simulation of temperature fields of a strapdown inertial navigation system has been developed using the ANSYS software. The technique combines several methodological approaches to the preparation of computational models used to simulate the thermal and strain state of instrument parts, to calculate free-convective air circulation in the internal space, as well as a methodical approach to solving the problem of gas dynamics and heat transfer. To validate the developed technique bench testing was carried out with temperature measurements during device self-heating. A satisfactory agreement between the calculated and experimental data was established, indicating the adequacy of the chosen mathematical model and the developed calculation scheme for a strapdown inertial navigation system. Based on the validation results, it is recommended to use the developed technique for predicting the thermal and stress-strain state of a strapdown inertial navigation system parts and for determining the deviation angles of the sensitive element axles in various conditions, including transient operating modes. A methodical approach is proposed for calculating the angles of sensitive elements, on the basis of using special two-node finite elements and relations for Bryant angles describing the relative position of two coordinate systems in space

Keywords

Strapdown INS, calculation technique, ANSYS, conjugate heat transfer, accelerometer, gyroscope, axle deviation angles

Received 29.03.2021

Accepted 10.08.2021

© Author(s), 2022

REFERENCES

- [1] Chatfield A.B. Fundamentals of high accuracy inertial navigation. AIAA, 1997. DOI: <https://doi.org/10.2514/5.9781600866463.0000.0000>
- [2] Titterton D., Weston J. Strapdown inertial navigation technology. Institution of Engineering and Technology, 2005.
- [3] Lawrence A. Modern inertial technology: navigation, guidance, and control. *Mechanical Engineering Series*. New York, Springer, 1998. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-1-4612-1734-3>
- [4] Noureldin A., Karamat T.B., Georgy J. Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration. Berlin, Heidelberg, Springer, 2013. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-30466-8>
- [5] Peshekhonov V.G. Gyroscopic navigation systems: current status and prospects. *Gyroscopy Navig.*, 2011, vol. 2, no. 3, art. 111. DOI: <https://doi.org/10.1134/S2075108711030096>
- [6] Klimkovich B.V., Tolochko A.M. [Navigation-grade SINS calibration in inertial operation mode]. *XXII Sankt-Peterburgskaya mezhdunar. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam* [XXII St. Petersburg Int. Conf. Integrated Navigation Systems]. St. Petersburg, 2015, pp. 250–256 (in Russ.).
- [7] Savage P.G. Strapdown sensors. *Strapdown Inertial Systems — Theory and Applications*. NATO AGARD Lecture Series No. 95. North Atlantic Treaty Organization, Section 2. June. 1978.
- [8] Dzhashitov V.E., Pankratov V.M., Golikov A.V., et al. Hierarchical thermal models of FOG-based strapdown inertial navigation system. *Gyroscopy Navig.*, 2014, vol. 5, no. 3, pp. 162–173. DOI: <https://doi.org/10.1134/S2075108714030031>
- [9] Gromov D.S. Thermal protection and thermal stabilization of fiber-optical gyroscope included in strapdown inertial navigation system. *Nauchno-tekhnicheskiiy vestnik informatsionnykh tekhnologiy, mekhaniki i optiki* [Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics], 2014, no. 2, pp. 137–142 (in Russ.).
- [10] Menter F. CFD best practice guidelines for CFD code validation for reactor safety applications. *European Commission, 5th EURATOM framework programmer*. Berlin, GRS, 2004.
- [11] Zienkiewicz O.C. The finite element method. McGraw-Hill, 1977.
- [12] Patankar S.V. Numerical heat transfer and fluid flow. McGraw-Hill, 1980.
- [13] Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Heat transfer fundamentals]. Moscow, Energiya Publ., 1977.
- [14] Schlunder E.U., ed. Heat exchanger design handbook. Hemisphere Publ., 1983.
- [15] Sosnovski M., Krzywanski J., Grabowska K., et al. Polyhedral meshing in numerical analysis of conjugate heat transfer. *EPJ Web Conf.*, 2018, vol. 180, art. 02096. DOI: <https://doi.org/10.1051/epjconf/201818002096>
- [16] Nikravesh P. Computer-aided analysis of mechanical systems. Prentice Hall, 1988.

Frolov A.V. — Cand. Sc. (Eng.), Head of the Department, TSNIAG JSC (Sovetskoy Armii ul. 5, Moscow, 107113 Russian Federation).

Mikhaylov Yu.V. — Cand. Sc. (Eng.), Chief Specialist in Mathematical Simulation, HMS Livgidromash JSC, Moscow Branch (Aviakonstruktora Mikoyana ul. 12, Moscow, 125252 Russian Federation).

Smirnov S.V. — Cand. Sc. (Eng.), Head of the Department, TSNIAG JSC (Sovetskoy Armii ul. 5, Moscow, 107113 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Frolov A.V., Mikhaylov Yu.V., Smirnov S.V. Development and validation of the technique for simulating thermal and strain state of strapdown inertial navigation system parts. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2022, no. 1 (138), pp. 32–48 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2022-1-32-48>