

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 22
2(99) + 2016

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

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Демченко В. А. Проектно-конструкторские аспекты обеспечения безопасности эксплуатации ракет-носителей

Шульженко Н. Г., Зайцев Б. Ф., Асаенок А. В., Клименко Д. В., Батутина Т. Я., Бурчаков Б. В. Динамическое контактное взаимодействие адаптеров космической конструкции при разделении

Космічні апарати і корисне навантаження

Ткаченко А. И. Определение ориентации космического аппарата с помощью построителя вертикали

Динаміка та керування космічними апаратами

Дегтярев А. В., Макаров А. Л., Давыденко С. А., Тихонов В. Л., Лауш А. Г. Астроинерциальная интегрированная навигационная система

Иванова В. И., Шептун А. Д. Обеспечение максимальной стабильности условий дистанционного зондирования Земли без коррекции орбиты

Калиныченко Д. С., Баранов Є. Ю., Полуян М. В. Формування критерію ефективності для вибору проектних параметрів авіаційно-космічної системи

CONTENTS

Space-Rocket Vehicles

3 *Demchenko V. A.* Design aspects of ensuring the safety of a launch vehicle operation

12 *Shulzhenko N. G., Zaytsev B. F., Asaenok A. V., Klimenko D. V., Batutina T. Ya.* Dynamic impact interaction of space construction's adapters during separation

Spacecrafts and Payloads

22 *Tkachenko A. I.* Attitude determination of a spacecraft using a vertical sensor

Spacecraft Dynamics and Control

29 *Degtyarev A. V., Makarov A. L., Davydenko S. A., Tykhonov V. L., Laush A. G.* Astrodynamics integrated navigation system

38 *Ivanova V. I., Sheptun A. D.* Ensuring maximum stability of Earth remote sensing conditions without the orbit correction

48 *Kalynychenko D. S., Baranov Ye. Yu., Poluyan M. V.* Efficiency criterion for selection of design parameters of aerospace system

Космічна енергетика та двигуни

Орехов К. Н. Повышение эффективности метеорологических ракет при применении гибридных двигателей

Фізика космосу та атмосфери

Козак Л. В. Методи і підходи для визначення характеристик турбулентного середовища

Нова книга**Наші автори****Space Energy, Power and Propulsion**

52 *Oriekhov K. M.* Improving the efficiency of meteorological rockets with the use of hybrid engines

Space and Atmospheric Physics

60 *Kozak L.V.* The methods and approaches to determine characteristics of turbulent environment

78 New Book**79 Our authors**

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

У підготовці видання взяло участь Українське регіональне відділення Міжнародної академії астронавтики

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.

Підписано до друку 14.06.16. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс.
Ум. друк. арк. 8,4. Обл.-вид. арк. 8,82. Тираж 100 прим. Зам. № 4586.

Оригінал-макет виготовлено та тираж видруковано Видавничим домом «Академперіодика» НАН України,
01004, Київ, вул. Терещенківська, 4

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

doi: 10.15407/knit2016.02.003

УДК: 629.764.7

В. А. Демченко

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

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Безопасность ракет-носителей и выполнение возросших требований к ее обеспечению — актуальная проблема, решение которой считается одним из основных условий повышения конкурентоспособности на рынке пусковых услуг. В работе рассмотрены детерминистический и вероятностный подходы, которые широко применяются для обеспечения безопасности технических систем и промышленных объектов. Рассматривается возможность создания интегрированного подхода, объединяющего достоинства обоих подходов. Приведен пример применения единого подхода для анализа безопасности упрощенной системы наддува бака ракеты-носителя. Подтверждено, что предложенный подход применим для обеспечения безопасности ракетно-космической техники.

Ключевые слова: обеспечение безопасности, ракета-носитель, детерминистический подход, вероятностный подход, оценка рисков, запас безопасности, глубоко эшелонированная защита, наддув бака.

ВВЕДЕНИЕ

Техногенные аварии и катастрофы конца XX и начала XXI столетий показали, что дальнейшее развитие современной цивилизации невозможно без системного подхода к решению проблем обеспечения безопасного функционирования структурно-сложных систем и разработки математического аппарата для количественной оценки риска. Ракеты-носители (РН) относятся к сложным техническим системам, а проблема обеспечения безопасного функционирования может считаться одной из ключевых, определяющих перспективы их применения.

Несмотря на глубину исследований в области обеспечения безопасности, полученные результаты и применяемые меры, аварии РН по-прежнему происходят. Этим определяется актуальность работ по обеспечению безопасности, выполнение которых, в конечном итоге, опреде-

ляет перспективность ракет-носителей и их конкурентоспособность на рынке пусковых услуг.

Целью данной работы является анализ известных подходов к обеспечению безопасности, выявление их сильных и слабых сторон, и исследование возможности применения интегрированного подхода к обеспечению безопасности ракет-носителей.

Безопасность системы — это состояние, при котором риск ухудшения здоровья, получения травм или гибели людей, или нанесение ущерба имуществу снижен до приемлемого значения и поддерживается на этом или более низком уровне при помощи непрерывного процесса выявления источников опасности и контроля факторов риска. Количественной характеристикой безопасности принято считать риск причинения вреда жизни или здоровью людей, имуществу и другим объектам.

Обеспечение безопасности РН представляет собой проблему, решение которой должно быть основано на комплексном, системном подходе.



Рис. 1. Консервативные принципы обеспечения безопасности

Этот процесс охватывает все основные этапы жизненного цикла РН, начиная от подготовки контрактных документов и заканчивая утилизацией изготовленной матчасти.

На сегодняшний день для обеспечения безопасности опасных технических систем и промышленных объектов наиболее широко применяются детерминистический и вероятностный подходы.

Детерминистический подход используется в качестве основы принятия решений по обеспечению безопасности, поскольку сосредоточен на наиболее тяжелых авариях. Вместе с тем для большинства потенциально высокоопасных технических систем выполняется вероятностный анализ безопасности (ВАБ), результаты которого используются в дополнение к детерминистическому анализу безопасности (ДАБ). согласо-

ванность вероятностных и детерминистических оценок является фундаментом для принятия взвешенных решений в вопросах обеспечения безопасности эксплуатации ракетно-космической техники. Таким образом, создаются условия для применения интегрированного подхода, который представляет собой комбинацию детерминистического и вероятностного подходов к обеспечению безопасности технических систем.

ДЕТЕРМИНИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ

При детерминистическом анализе для важнейших параметров, характеризующих состояние технической системы, используются единственные численные значения (с предполагаемой вероятностью, равной 1), что приводит к единственному значению результата. Это подразумевает акцентирование внимания на типах аварий и их последствиях без учёта вероятностей различных последовательностей событий. Сущность детерминистического подхода заключается в определении и реализации консервативных принципов и требований при проектировании и эксплуатации ракет-носителей. Консервативные принципы определены на схеме, приведенной на рис. 1.

Одним из консервативных принципов высокого уровня является принцип обеспечения глубокоэшелонированной защиты (ГЭЗ). Реализация стратегии ГЭЗ на этапах проектирования и эксплуатации технических систем достигается установкой физических барьеров на пути распространения опасности, а также многоуровневой системы технических мер, направленных на выполнение функций безопасности и обеспечение целостности указанных барьеров в условиях нормальной и нештатной эксплуатации.

Уровни глубокоэшелонированной защиты определены ниже.

Уровень 1. Предотвращение нарушения штатной эксплуатации и парирование единичных отказов.

Уровень 2. Контроль нарушения штатной эксплуатации и обнаружение отказов.

Уровень 3. Контроль развития нештатной ситуации в рамках предусмотренных нештатных ситуаций.

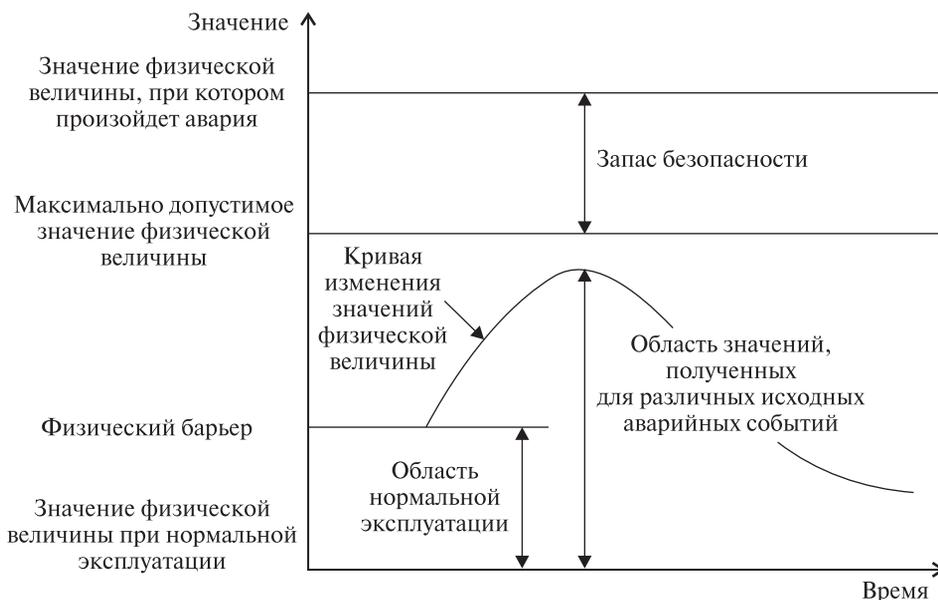


Рис. 2. Физический смысл запаса безопасности

Уровень 4. Предотвращение развития аварии.

Уровень 5. Смягчение последствий аварии.

Запас безопасности — второй консервативный принцип высокого уровня — разница между значением, соответствующим наступлению отказа системы либо компонента, и значением данной величины в условиях нормальной эксплуатации, выраженная в единицах измерения определённой физической величины, характеризующей физические процессы (рис. 2). Обеспечение запасов безопасности достигается в уровнях: система — подсистема — комплектующие элементы.

Основным достоинством детерминистического подхода является наличие большой методологической базы и огромного опыта его применения во всём мире. К недостаткам детерминистического подхода можно отнести то, что подход сфокусирован на рассмотрении максимально тяжёлых аварий, в результате чего возможна ситуация, при которой обеспечивается высокая защищённость технической системы от одних типов исходных аварийных событий и недостаточная защищённость от других типов событий. Также при детерминистическом анализе невозможно дать количественную оценку и четкое обоснования «слабых» мест проекта.

Использование только детерминистического подхода для анализа безопасности ракетно-космической техники будет недостаточным для демонстрации достижения высокого уровня безопасности с учётом необходимой сбалансированности РН в части способности противостоять всем исходным аварийным событиям. Это заключение можно сделать по результатам ВАБ, которые демонстрируют, что некоторые составляющие безопасности не могут быть оценены и контролируемы с применением детерминистических методов.

ВЕРОЯТНОСТНЫЙ АНАЛИЗ

Вероятностный анализ безопасности является аналитическим методом оценки рисков. Методология ВАБ позволяет оценивать риски возможных аварий вследствие внутренних иницирующих событий (отказы систем или ошибками персонала) и внешних воздействий (природные явления, деятельность человека). То есть, ВАБ представляет собой инструмент, позволяющий выявлять наиболее уязвимые участки технической системы, которые требуют пристального внимания в рамках решения задачи повышения безопасности.

Сущность вероятностного подхода обеспечения безопасности состоит в выполнении трех-



Рис. 3. Схема выполнения вероятностного анализа безопасности

уровневого анализа, схематически представленного на рис. 3.

В общем случае в объеме исследования безопасности РН вероятностными методами должны быть учтены все возможные эксплуатационные состояния РН (подготовка к пуску, отмена пуска, штатный полет, аварийный полет) и весь спектр исходных событий и воздействий (внутренние иницирующие состояния, внешние воздействия). Однако отметим, что обычно ВАБ выполняется в гораздо меньшем объеме. Накладываемые в этом случае ограничения на область применения ВАБ должны быть известны и учтены.

Преимущества вероятностного подхода:

- вероятностный анализ безопасности позволяет определить, имеют ли какие-либо исходные события (отказы) больший, по сравнению с остальными, вклад в риск, и таким образом охарактеризовать сбалансированность проекта РН в части возможности противостоять всему рассматриваемому спектру событий.
- вероятностный анализ безопасности позволяет учесть взаимозависимости между раз-

личными уровнями глубокоэшелонированной защиты и оценить общий уровень реализации концепции глубокоэшелонированной защиты.

- определение значимости систем, элементов, оборудования с точки зрения их влияния на безопасность.

Недостатком вероятностного анализа является необходимость значительно большего, по сравнению с ДАБ, объема исходных данных. Также есть трудности, связанные с субъективизмом при моделировании некоторых аспектов, например моделировании зависимостей между единичными ошибками персонала.

ВЗАИМОСВЯЗЬ ДЕТЕРМИНИСТИЧЕСКОГО И ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА

При выполнении детерминистического анализа безопасности (например анализа проектных аварий) обычно рассматриваются исходные события, затрагивающие один или несколько физических барьеров, при этом в качестве единичного отказа рассматривается отказ в системах безопасности, который влияет на один или несколь-

ко уровней глубокоэшелонированной защиты. Назначением данного анализа является демонстрация того, что количество работоспособных физических барьеров и уровней ГЭЗ достаточно для успешного противодействия РН любому событию, рассматриваемому в проектных основах.

При выполнении ВАБ рассматриваются как проектные, так и запроектные аварии, и оценивается способность РН обеспечить приемлемо низкую вероятность тяжёлых последствий указанных событий. Результаты ВАБ предоставляют информацию о том, насколько эффективно и адекватно реализуется концепция ГЭЗ на РН. Данная информация может быть использована для оптимизации уровней глубокоэшелонированной защиты.

При определении запасов безопасности ВАБ и ДАБ взаимно дополняют друг друга в следующих аспектах.

- Данные подходы фокусируются на различных областях кривой риска (рис. 4):

- ДАБ — область тяжёлых последствий и низких вероятностей;

- ВАБ — область малых последствий и высоких вероятностей.

- Данные подходы акцентируют внимание на различных аспектах риска:

- ДАБ в большей степени концентрируется на расчете последствий событий, вероятность возникновения которых определена качественным путем;

- ВАБ в большей степени концентрируется на расчете частот событий, последствия которых определены качественным путем.

Применение интегрированного подхода к обеспечению безопасности рассмотрим на упрощенном примере системы наддува топливного бака РН, представленной на рис. 5. Будем считать, что основной параметр, характеризующий работоспособность системы наддува, — давление в газовой подушке.

Ограничения, накладываемые на этот параметр, определяются, с одной стороны, характеристиками двигательной установки и прочностными свойствами бака, с другой — выход его значения за установленные пределы недопустим с точки зрения безопасности.



Рис. 4. Взаимодополнение вероятностного анализа безопасности и детерминистического анализа безопасности

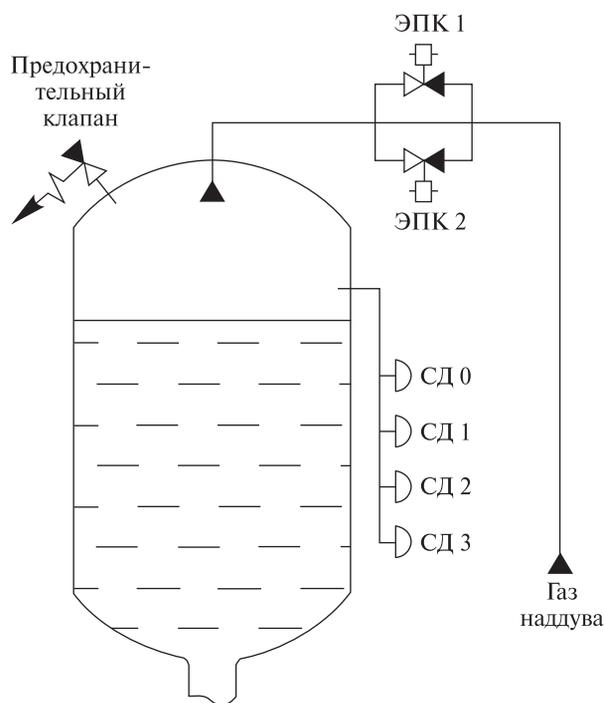


Рис. 5. Схема системы наддува топливного бака

Диаграмма функционирования системы наддува приведена на рис. 6. Видно, что максимальные и минимальные расчетные давления соответственно ниже давления разрушения бака и выше требуемого для штатной работы двигательной установки.

Система наддува функционирует следующим образом. Газ наддува от бортовых источников

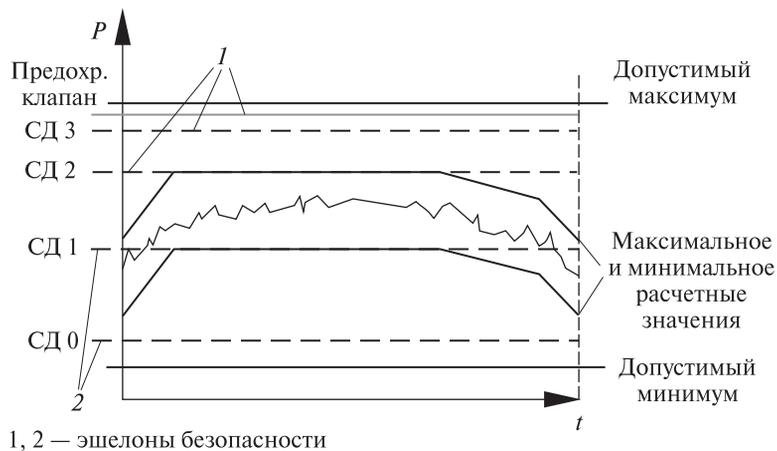


Рис. 6. Диаграмма функционирования системы наддува

подается в топливный бак, создавая требуемое давление на входе в двигательную установку. При срабатывании сигнализатора давления СД1 (минимальное расчетное значение), включается основной электропневмоклапан наддува (ЭПК1) и осуществляется наддув. При повышении давления до максимального расчетного значения срабатывает сигнализатор СД2 и подается команда на выключение ЭПК основного наддува.

В рассматриваемом примере нештатное функционирование (критерий отказа) состоит в отклонении давления от допустимых пределов. Реализация консервативных принципов обеспечения безопасности состоит в следующем. Предотвращение повышения давления выше допустимого в случае отказа СД2 парируется срабатыванием сигнализатора СД3, дублирующего команду на выключение ЭПК1. В случае одновременного отказа СД2, СД3 безопасное функционирование (отсутствие разрушения) обеспечивается срабатыванием предохранительного клапана.

Предотвращение снижения давления ниже допустимого в случае отказа сигнализатора СД1 парируется сигнализатором СД0, а функционирование ЭПК1 дублируется резервным ЭПК2.

Таким образом, диаграммы на рис. 6 иллюстрируют предотвращение аварий — обеспечение безопасности установлением физических барьеров:

— от разрушения бака внутренним давлением обеспечивается тремя «эшелонами» защиты;

— от нештатной работы двигательной установки, вследствие снижения давления на его входе ниже допустимого обеспечивается двумя «эшелонами» защиты.

Наличие физических барьеров в виде сигнализаторов давления, основного и резервного электропневмоклапанов регулирующих наддув, а также предохранительного клапана, сбрасывающего давление из бака, обеспечивают глубокоэшелонированную защиту.

Следует отметить, что резервирование — введение аппаратной избыточности за счет включения запасных (резервных) элементов и связей, дополнительных по сравнению с минимально необходимым для выполнения заданных функций в данных условиях работы. Резервирование ведет к повышению массы конструкции, что является критичным для ракетно-космической техники, поэтому важно установить те критичные элементы систем, для которых резервирование является необходимым. Помимо резервирования применяется частичное дублирование функций, при котором наиболее критичные функции одного агрегата могут быть выполнены другим агрегатом. Кроме того, обычно дублирующие и резервные элементы на отдельных этапах эксплуатации выполняют другие основные функции.

Обоснование объема средств контроля подразумевает выбор минимально достаточного, с точки зрения обеспечения безопасности, набо-

ра средств контроля работы систем РН. К таким средствам можно отнести сигнализаторы минимальных и максимальных значений, сигнализаторы и датчики, необходимые для управления агрегатами автоматики.

Оценить достаточность реализованных консервативных принципов обеспечения безопасности позволяют методы вероятностного анализа.

Вероятностный анализ предполагает, что на этапе предпроектной проработки установлены категории тяжести и вероятности возникновения нештатных ситуаций, а также допустимые уровни рисков.

Приняв в рассматриваемом примере показатель безотказности элементов системы наддува не ниже 0.999, можем оценить достаточность принятых проектно-конструкторских решений по обеспечению безопасности.

Для рассматриваемого примера оценим вероятность наступления следующих аварий:

- 1) разрушение бака внутренним давлением;
- 2) нештатная работа двигательной установки.

Проанализируем полную группу несовместных событий, которые могут привести к первой аварии. Матрица несовместных событий приведена на рис. 7 (здесь A — работоспособное состояние элемента, \bar{A} — неработоспособное состояние элемента; серым цветом выделены события, приводящие к возникновению аварийной ситуации).

Отказ ЭПК наддува в рамках анализа данной аварийной ситуации не рассматривался, так как

A_{CD2}	A_{CD3}	$A_{ПК}$
\bar{A}_{CD2}	A_{CD3}	$A_{ПК}$
A_{CD2}	\bar{A}_{CD3}	$A_{ПК}$
A_{CD2}	A_{CD3}	$\bar{A}_{ПК}$
\bar{A}_{CD2}	\bar{A}_{CD3}	$A_{ПК}$
\bar{A}_{CD2}	A_{CD3}	$\bar{A}_{ПК}$
A_{CD2}	\bar{A}_{CD3}	$\bar{A}_{ПК}$
\bar{A}_{CD2}	\bar{A}_{CD3}	$\bar{A}_{ПК}$

Рис. 7. Матрица несовместных событий вследствие нештатной работы бака

ЭПК по умолчанию закрыт, и его отказом может быть только неоткрытие. То есть отказ ЭПК не может привести к росту давления и к разрушению бака. К разрушению бака внутренним давлением может привести одновременный отказ сигнализаторов давления СД2 и СД3 и предохранительного клапана. Вероятность этого события равна $P_1 = (1 - 0.999)^3 = 10^{-9}$.

Аналогично проводится анализ возможности возникновения аварии вследствие нештатной работы двигательной установки. Матрица несовместных событий в этом случае приведена на рис. 8 (серым цветом выделены события, приводящие к возникновению аварийной ситуации).

Вероятность нештатной работы двигательной установки и возникновения нештатной ситуации будет равна сумме вероятностей возникновения событий, приводящих к возникновению данной аварийной ситуации:

A_{CD0}	A_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	A_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
A_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
A_{CD0}	A_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
A_{CD0}	A_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	A_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	A_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
A_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
A_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
A_{CD0}	A_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$A_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$A_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	A_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
A_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$
\bar{A}_{CD0}	\bar{A}_{CD1}	$\bar{A}_{ЭПК1}$	$\bar{A}_{ЭПК2}$

Рис. 8. Матрица несовместных событий вследствие нештатной работы двигательной установки

$$P_2 = 2 \cdot 0.999^2 (1 - 0.999)^2 + 4 \cdot 0.999 (1 - 0.999)^3 + (1 - 0.999)^4 = 2 \cdot 10^{-6}.$$

На основе сравнения расчетных значений вероятности наступления аварий с допустимыми значениями, установленными в контракте, принимается решение о достаточности принятых проектно-конструкторских решений по обеспечению безопасности. В случае недостаточности или избыточности принятых решений проводится оптимизация мер, направленных на обеспечение безопасности, после чего выполняются дополнительные итерации вероятностного и детерминистического анализа.

Подобным образом проводятся детерминистический и вероятностный анализ безопасности для всех функциональных систем и конструкций РН в иерархической последовательности.

Наряду с разработкой конструктивно-компоновочной и принципиальных схем РН и ее систем, определением их характеристик и пределов их изменений, а также выполнения анализа отказов и оценки вероятностных характеристик выполняется анализ потенциальных опасностей, который включает в себя:

— определение и анализ опасных операций на всех этапах эксплуатации РН;

— идентификацию потенциальных угроз, связанных с особенностями конструкции, применяемыми компонентами топлива и сжатыми газами, а также с нештатными условиями эксплуатации, обусловленными природными условиями или человеческим фактором;

— анализ экологической безопасности.

При этом анализ проводится до уровня отдельной операции для всех сценариев штатного и нештатного функционирования, включая реализацию выполнения операции при АПП и АВД на всех этапах эксплуатации РН.

По результатам анализа принимаются необходимые конструктивные решения, направленные на снижение вероятностей отказов, корректировку режимов функционирования, назначение

мероприятий по предотвращению или снижению рисков возникновения опасностей.

Далее оцениваются значения рисков и оценивается достаточность принятия мер по обеспечению безопасности.

ВЫВОДЫ

Таким образом, проведенный анализ применяемых методов обеспечения безопасности РН при выполнении проектно-конструкторских работ показал следующее.

1. Показана возможность создания интегрированного подхода путем взаимного дополнения методов детерминистического и вероятностного анализа. При этом достаточность или избыточность реализуемых консервативных принципов детерминистического анализа определяется вероятностным подходом.

2. Представленный в статье подход обеспечения безопасности РН основан на комплексном и системном подходе, позволяет выполнить анализ и провести расчетные работы для всех этапов эксплуатации, применяя детерминистический и вероятностный анализ.

3. На примере системы наддува подтверждена достаточность применяемых методов обеспечения безопасности.

4. Разработанный подход к обеспечению безопасности применяется на ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля», подтвердил свою обоснованность в ряде международных проектов.

5. Дальнейшее совершенствование методов обеспечения безопасности ракетно-космической техники должно быть основано на адаптации и модернизации подходов, подтвердивших свою состоятельность в передовых отраслях промышленности; формировании интегрирующих методов, объединяющих достоинства известных методов и позволяющих существенно сократить громоздкость каждого из них за счет последовательного анализа выбранной на предыдущем этапе информации.

1. *An approach for using probabilistic risk assessment in risk-informed decisions on plant-specific changes to the licensing basis*, Regulatory Guide 1.174, Revision 1, US NRC, Rockville, MD. — 2002. — 30 p.
2. *Basic Safety Principles for Nuclear Power Plants*. 75-IN-SAG-3. — Vienna: IAEA, 1999. — 105 p.
3. *Defense in Depth in Nuclear Safety*. INSAG Series 10. — Vienna: IAEA, 1996. — 33 p.
4. *Development and Application of Level 1 Probabilistic Safety Assessment for Nuclear Power Plants*. TECDOC DS394. Draft. — Vienna: IAEA, 2007. — 166 p.
5. *IAEA Safety Glossary*. Terminology used in nuclear safety and radiation protection. — Vienna: IAEA, 2007. — 277 p.
6. *Safety Assessment and Verification for Nuclear Power Plants*. Safety Guide. — Vienna: IAEA, 2001. — 83 p.
7. *Safety Margins for Operating Reactors*. TECDOC-1332. — Vienna: IAEA, 2003. — 143 p.
8. *Vbranich I*. Relationship between the deterministic analysis and the PSA in addressing safety margins and defense in depth // Regional Technical Meeting on Combining Probabilistic Safety Assessment and Deterministic Analysis. RER/9/095. — Budapest, Hungary, 11 — 15 May, 2009. — (Presentation).

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

REFERENCES

1. *An approach for using probabilistic risk assessment in risk-informed decisions on plant-specific changes to the licensing basis*, Regulatory Guide 1.174, Revision 1, US NRC, 30 p. (Rockville, MD, 2002).
2. *Basic Safety Principles for Nuclear Power Plants*. 75-IN-SAG-3, 105 p. (IAEA, Vienna, 1999).
3. *Defense in Depth in Nuclear Safety*. INSAG Series 10, 33 p. (IAEA, Vienna, 1996).
4. *Development and Application of Level 1 Probabilistic Safety Assessment for Nuclear Power Plants*. TECDOC DS394. Draft, 166 p. (IAEA, Vienna, 2007).
5. *IAEA Safety Glossary*. Terminology used in nuclear safety and radiation protection, 277 p. (IAEA, Vienna, 2007).
6. *Safety Assessment and Verification for Nuclear Power Plants*. Safety Guide, 83 p. (IAEA, Vienna, 2001).
7. *Safety Margins for Operating Reactors*. TECDOC-1332, 143 p. (IAEA, Vienna, 2003).
8. *Vbranich I*. Relationship between the deterministic analysis and the PSA in addressing safety margins and defense in depth. Regional Technical Meeting on Combining Probabilistic Safety Assessment and Deterministic Analysis. RER/9/095. Budapest, Hungary, 11 — 15 May, 2009. (Presentation).

В. А. Демченко

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

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСЬКІ АСПЕКТИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ РАКЕТ-НОСІЇВ

Безпека ракет-носіїв та виконання зростаючих вимог до її забезпечення — актуальна проблема, вирішення якої вважається однією із основних умов підвищення конкурентоспроможності на ринку пускових послуг. У роботі розглянуто детерміністичний та імовірнісний підходи, які широко застосовуються для забезпечення безпеки технічних систем та промислових об'єктів. Кожен підхід має свої переваги та недоліки. Розглядається можливість створення інтегрованого підходу, що об'єднує переваги обох підходів. Наведено приклад застосування єдиного підходу для аналізу безпеки спрощеної системи наддування баку ракети-носія. Підтверджено, що запропонований підхід є придатним для забезпечення безпеки ракетно-космічної техніки.

Ключові слова: забезпечення безпеки, ракета-носій, детерміністичний підхід, імовірнісний підхід, оцінка ризиків, запас безпеки, глибокошелюнований захист, наддування баку.

V. A. Demchenko

Yangel Yuzhnoye State Design Office,
Dnipropetrovsk

DESIGN ASPECTS OF ENSURING THE SAFETY OF A LAUNCH VEHICLE OPERATION

The safety of a launch vehicle and implementation of the increased requirements for its assurance — is an actual problem, and its viable solution can give a competitive advantage in the launch services market. The paper discusses the deterministic and probabilistic approaches, which are widely used to ensure the safety of technical systems and industrial facilities. We consider the possibility of creating an integrated approach that combines advantages of the both. As an example, we discuss its application on the safety analysis of the simplified pressurization system of the launch vehicle's propellant tank. It is confirmed that the proposed approach can be applied to ensure the safety of rocket and space hardware.

Key words: safety assurance, launch vehicle, deterministic approach, probabilistic approach, risk estimate, safety margin, defense-in-depth, tank pressurization.

Н. Г. Шульженко¹, Б. Ф. Зайцев¹, А. В. Асаенок¹, Д. В. Клименко², Т. Я. Батутина², Б. В. Бурчаков²

¹ Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков

² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

ДИНАМИЧЕСКОЕ КОНТАКТНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ АДАПТЕРОВ КОСМИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ ПРИ РАЗДЕЛЕНИИ

Моделируется динамический процесс в системе адаптеров ракеты-носителя и космического аппарата, вызванный ударно-импульсным воздействием от срабатывания пироприборов при разделении. Применяются трехмерные модели МКЭ и вводится по специальной методике поверхность раздела адаптеров, по которой моделируется односторонний контакт. Задача по времени решается конечно-разностным θ -методом Вильсона. Приводятся результаты исследования кинематических характеристик адаптеров во времени и определяются спектры удара.

Ключевые слова: космическая конструкция, адаптер, разделение, динамика, контакт, конечный элемент, акселерограмма, спектр удара.

ВВЕДЕНИЕ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Системы разделения (СР) широко используются в ракетно-космической технике и предназначены для отделения пассивных элементов ракет от активных, в частности отработавших ступеней, головного обтекателя, космического аппарата (КА), а также для отсоединения коммуникаций. При этом они обеспечивают жесткое крепление частей летательного аппарата (ЛА), а разделение осуществляется с заданными характеристиками, включая защиту чувствительных органов ЛА от побочного действия пиромеханических элементов при срабатывании. Конструкции СР разнообразны, требования к которым и сравнительная оценка приведены в работах [7, 13]. В основном применяются СР пиромеханического и детонационного типа, причем первые получили наибольшее распространение [13]. Одной из проблем, возникающих при отделении КА от

ракеты-носителя (РН), являются пиковые перегрузки отклика прецизионного оборудования от срабатывания пироприборов. Определение нагрузок, возникающих при ударно-импульсном воздействии от пироприборов, и их влияние на движение (колебания) изделий ракетно-космической техники рассмотрено в работах [4, 6, 8]. Для характеристики ударных процессов используются разные параметры, в частности спектр удара (СУ) и спектр Фурье [4, 8, 14]. Спектр удара предпочтительно используется в высокочастотной области возбуждения в ближней и средней зонах от источника воздействия [14], что особенно проявляется при уменьшении массы элементов оборудования КА.

Применение численных методов к расчету динамики конструкций космического назначения, в том числе и для СР, рассматривалось в работах [15, 16, 18, 19].

В данной работе рассматривается одна из типовых конструкций системы разделения, принципиальная схема которой представлена на рис. 1, составленная из адаптеров РН и КА. Адаптеры

© Н. Г. ШУЛЬЖЕНКО, Б. Ф. ЗАЙЦЕВ, А. В. АСАЕНОК,
Д. В. КЛИМЕНКО, Т. Я. БАТУТИНА, Б. В. БУРЧАКОВ, 2016

соединены пироустройствами, стыкуются между собой и составляют единую конструкцию. При срабатывании отдельных пироустройств возникают динамические явления, которые первоначально на небольшом промежутке времени носят волновой характер (фронт, запаздывание возмущения), а затем охватывают всю конструкцию и рассматриваются как колебательный процесс. Усложняющим обстоятельством при изучении динамической реакции системы является переменное во времени контактирование адаптеров по поверхности их раздела (рассматривается как математический разрез), которое существенно влияет на динамические реакции адаптеров при срабатывании пироустройств.

Выбор метода и построение алгоритмов, учитывающих контактирование по поверхности раздела (разреза), во многом определяет скорость сходимости решения нелинейной контактной задачи и объем вычислений. Решения контактных задач для тел со сквозными разрезами в различных постановках широко представлены в научной литературе, например в монографиях [5, 9–12, 21]. Для тел канонической формы традиционно применяются аналитические методы, позволяющие выявить качественные особенности решений. В задачах прикладной направленности, где не накладываются ограничения на форму тела, применяются численные методы расчета. Основной объем публикаций относится к задачам статики, а динамические контактные задачи представлены отдельными публикациями.

Модели деформирования адаптеров теоретически должны отражать возможность проявления волновых процессов, тем более что нагружение от срабатывания пироустройств близко к взрывному. Хотя конструкция адаптеров, в особенности адаптера РН, близка к составной оболочке вращения, применение теории тонких оболочек недопустимо по формальным причинам, так как не позволяет отразить волновые процессы. Более сложные теории типа теории Тимошенко, учитывающие сдвиги, хотя и являются волновыми, но не имеют в данном случае очевидных преимуществ по отношению к общей трехмерной модели.

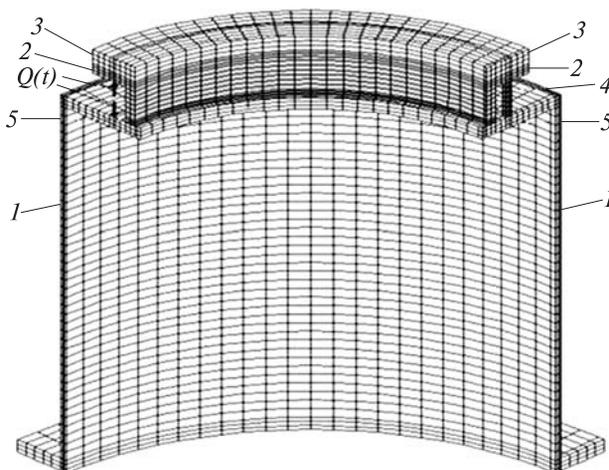


Рис. 1. Модель системы адаптеров (составная конструкция): 1 — адаптер РН, 2 — адаптер КА, 3 — макет КА, 4 — пироустройство (связь), 5 — контактный стык

В связи с изложенным задача о динамической реакции системы контактирующих адаптеров РН и КА ставится как динамическая контактная задача теории упругости для системы трехмерных тел, имеющих поверхность раздела (контакта) в виде плоского разреза.

ПРИМЕНЯЕМЫЕ МОДЕЛИ И МЕТОДЫ

Система адаптеров (СА) моделируется как упругое трехмерное тело с плоским разрезом нулевой толщины, подчиняющееся уравнениям динамической теории упругости, дискретизация которых выполняется согласно МКЭ. Применяется топологически регулярная система дискретизации и полилинейный изопараметрический конечный элемент в виде шестигранника [1].

Уравнения динамического состояния первоначально цельного тела, т. е. до введения разреза, после применения процедуры МКЭ к функционалу Даламбера — Лагранжа в матричной форме представляются в виде

$$[M_0] \ddot{\mathbf{u}} + [C_0] \dot{\mathbf{u}} + [K_0] \mathbf{u} = \mathbf{F}, \quad (1)$$

где \mathbf{u} — вектор узловых перемещений; $[M_0]$, $[C_0]$, $[K_0]$ — матрицы масс, демпфирования и жесткости для тела без разреза; \mathbf{F} — вектор узловых сил от внешнего воздействия.

Задача состоит в построении по плоскости стыка адаптеров разреза, разделяющего тела

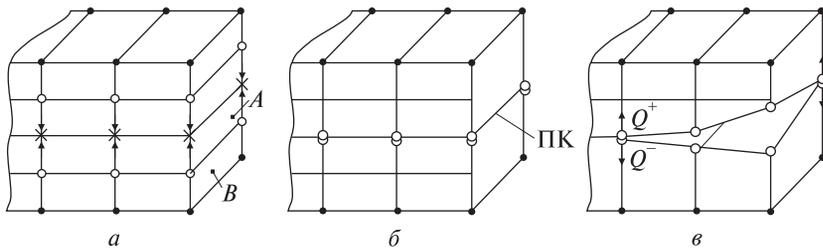


Рис. 2. Схема трансформации КЭ-сетки (а, б) и введения контактных сил (в): а — первоначальная сетка; б — полученная сетка с поверхностью контакта ПК; кружки, косые крестики и двойные кружки — смещаемые, исключаемые и двойные узлы; А, В — КЭ

адаптеров, у которых точки, выходящие на разрез, могут совершать независимые перемещения. Построение поверхности раздела выполняется согласно методике введения разрезов [2], применение которой для данного случая является более простым. Схема реализации методики представлена на рис. 2, а, б, где выполняется трансформация конечноэлементной сетки (КЭ-сетка) и вводимой поверхности разреза. Ближайшие к поверхности раздела о-узлы смещаются и занимают положение х-узлов. При этом конечные элементы А исчезают, а их х-узлы исключаются из рассмотрения. Элементы В изменяют только координаты своих узлов. Матрицы жесткости, масс и демпфирования трансформированных КЭ получают формализованными преобразованиями

$$\begin{aligned} [K_A] &= G \cdot \sum_j \mathbf{i}_j \mathbf{i}_j, [M_A] = g \cdot \sum_j \mathbf{i}_j \mathbf{i}_j, \\ [C_A] &= g \cdot \sum_j \mathbf{i}_j \mathbf{i}_j, \end{aligned} \quad (2)$$

где принята диадная форма представления матриц; \mathbf{i}_j — вектор, у которого только j -я составляющая отлична от нуля и равна единице; j — индекс, указывающий на х-узлы и компоненты перемещений в этих узлах; $G \gg 1, g \ll 1$ — соответственно большое и малое числа.

Формулы (2) позволяют выполнить диагонализацию матриц элементов А относительно переменных х-узлов. При этом они формально есть в глобальных матрицах жесткости, масс и демпфирования, но не связаны с другими узловыми переменными, и соответственно, не влияют на их значения.

Результатом трансформации КЭ-сетки является создание на поверхности разреза двойных узлов (на рисунке помечены двойными кружочками), каждый из которых занимает одно и то же

положение, но принадлежит различным телам и варьируется независимо. Схема полученной КЭ-сетки представлена на рис. 2, б.

При колебаниях поверхности адаптеров, выходящие на ПК, могут входить в односторонний контакт, когда отрыв возможен, а взаимного проникновения тел нет. Рассматривается контактирование адаптеров только по нормали к ПК [17], т. е. допускается проскальзывание без трения. Учитывая характер приложения внешних нагрузок, ориентированных по оси адаптеров, значительных проскальзываний не следует ожидать, поэтому принятое предположение вполне оправданно.

Условие непроникновения тел адаптеров по ПК имеет вид

$$\delta_{in} = u_{in}^+ - u_{in}^- \geq 0, \quad (3)$$

где u_{in}^+, u_{in}^- — перемещения по нормали \bar{n} в i -м двойном узле на положительной и отрицательной поверхностях адаптеров, δ_{in} — сближение по нормали в i -м двойном узле.

Знаку равенства в выражении (3) соответствует состояние контакта адаптеров, а неравенства — раскрытие поверхностей стыка адаптеров.

При контактировании адаптеров на ПК возникают переменные по величине и расположению неизвестные контактные силы, отличные от нуля в зонах контакта и равные нулю в зонах раскрытия. Для их учета, а соответственно выполнения условия (3), вводится система контактных сил $Q_i \{Q_i^+, Q_i^-\}$, приложенных в двойных узлах [17]. Пары сил Q_i^+, Q_i^- образуют диполи, составляющие которых равны между собой ($Q_i^+ = Q_i^-$) и противоположны по направлению (рис. 2, в). Диполи Q_i подлежат определению, причем $i = 1, \dots, m$, где m — число двойных узлов на ПК.

После построения поверхности раздела ПК и представления системы адаптеров в виде состав-

ной конструкции, результатом которого является модификация матриц $[M_0]$, $[C_0]$, $[K_0]$, а также добавление к внешним силам F неизвестных контактных сил в виде системы диполей, уравнения колебаний приобретают вид

$$[M]\ddot{\mathbf{u}} + [C]\dot{\mathbf{u}} + [K]\mathbf{u} = \mathbf{F} + \mathbf{Q}(\mathbf{u}), \quad (4)$$

где $[K]$, $[M]$, $[C]$ — модифицированные матрицы жесткости, масс и демпфирования.

Уравнения (4) нелинейные, так как распределение диполей $\mathbf{Q}(\mathbf{u})$ зависит от состояния системы (вектора перемещений \mathbf{u}), изменяется во времени и определяется из решения контактной задачи для контактирующих по ПК адаптеров до выполнения условий контакта (3).

Решение начальной задачи расчета колебаний системы адаптеров для уравнений (4) целесообразно выполнять прямым интегрированием с использованием двухслойной неявной конечно-разностной схемы θ -метода Вильсона. Схема безусловно устойчива [3] и предпочтительно используется для матричных дифференциальных уравнений второго порядка. В задачах оценки перегрузок при импульсных нагружениях за критериальные параметры принимают ускорения, в связи с чем употребление схемы θ -метода Вильсона, которая по ускорениям дает более надежные результаты, целесообразно.

Конечно-разностные соотношения по θ -методу Вильсона для момента времени $t + \theta\Delta t$ ($\theta = 1.4$) представляются в виде

$$[\hat{K}]\mathbf{u}_{t+\theta\Delta t} = \hat{\mathbf{R}}_{t+\theta\Delta t}, \quad (5)$$

где $[\hat{K}]$ — модифицированная матрица жесткости; $\mathbf{u}_{t+\theta\Delta t}$, $\hat{\mathbf{R}}_{t+\theta\Delta t}$ — вектор перемещений и модифицированная правая часть уравнений (4) в момент времени $t + \theta\Delta t$.

Модифицированный вектор правой части может быть представлен в виде

$$\hat{\mathbf{R}}_{t+\theta\Delta t} = \tilde{\mathbf{R}}_{t+\theta\Delta t} + \mathbf{Q}_{t+\theta\Delta t}, \quad (6)$$

где $\tilde{\mathbf{R}}_{t+\theta\Delta t}$ соответствует известной части модифицированного вектора правой части; $\mathbf{Q}_{t+\theta\Delta t}$ — наперед неизвестная часть, которая в момент времени $t + \theta\Delta t$ должна быть такой, чтобы удовлетворялись условия контакта (3).

Перемещения $\mathbf{u}_{t+\theta\Delta t}$ можно представить в виде

$$\mathbf{u}_{t+\theta\Delta t} = \tilde{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t} + \bar{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t},$$

где $\tilde{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t}$ — вектор перемещений, соответствующий известной (вычисленной) части выражения (6), $\bar{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t}$ — вектор дополнительных перемещений от контактных сил $\mathbf{Q}_{t+\theta\Delta t}$.

Перемещения $\tilde{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t}$ определяются при решении системы (5) с известной правой частью, а перемещения $\bar{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t}$ — после нахождения $\mathbf{Q}_{t+\theta\Delta t}$ методом итераций до выполнения условий контактирования (3) в момент времени $t + \theta\Delta t$. После определения контактных усилий перемещения $\bar{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t}$ могут быть вычислены из выражения

$$\bar{\mathbf{u}}_{t+\theta\Delta t} = [\mathbf{B}]_{\theta\Delta t} \mathbf{Q}_{t+\theta\Delta t},$$

где $[\mathbf{B}]_{\theta\Delta t}$ — матрица динамических коэффициентов влияния размерностью $N \times m$ (N — число переменных в узлах). Элементы строк матрицы $[\mathbf{B}]_{\theta\Delta t}$ вычисляются предварительно и равны динамическим смещениям в теле за промежуток времени $\theta\Delta t$ от единичных диполей, приложенных поочередно в каждом из двойных узлов.

Перемещения $\mathbf{u}_{t+\Delta t}$, скорости $\dot{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ и ускорения $\ddot{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ в конце шага (момент времени $t + \Delta t$) определяются по конечно-разностным формулам, включающим значения \mathbf{u} , $\dot{\mathbf{u}}$, $\ddot{\mathbf{u}}$ кинематических параметров с предыдущего шага и значения перемещения $\mathbf{u}_{t+\theta\Delta t}$ [3].

РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ И ТЕСТОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Конечно-элементная модель составной конструкции системы адаптер РН-адаптер КА (РН-КА) представлена на рис. 1, где показаны составные элементы и система нагружения. Адаптеры контактируют по контактному стыку (привалочная поверхность) и соединяются между собой пиростройствами (четыре пиростройства), причем срабатывание пиростройств происходит не одновременно. Рассматривается фаза разделения, когда срабатывают два пиростройства, которые передают импульс на адаптеры РН и КА (показаны на рис. 1). Оставшиеся пиростройства связывают адаптеры в единую конструкцию. Расположение пиростройств таково, что с достаточной точностью расчетная модель может быть представлена четвертой частью конструкции с постановкой соответствующих условий симметрии. Влияние инерции КА, соединенного со своим адаптером, учтено макетом КА такой

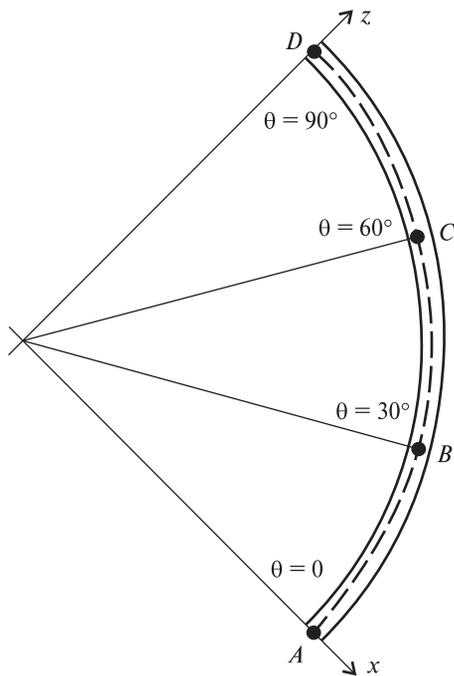


Рис. 3. Область контактирования: A, B, C, D — точки контроля

же массы. Введены закрепления для рассматриваемой конструкции по нижнему фланцу адаптера РН, присоединяемой к РН, масса которого обладает большой инерцией.

Импульсная нагрузка $Q(t)$ от срабатывания пироприборов, действующая на интервале времени $[0, T]$ представлялась в виде полусинусоиды

$$Q(t) = Q_0 \sin \pi(t/T) \text{ при } t \leq T,$$

$$Q(t) = 0 \text{ при } t > T,$$

где в основных расчетах принято $T = 100$ мкс, а амплитуда Q_0 определялась по задаваемой величине импульса. Область контактирования адаптеров представлена четвертью кольца (рис. 3), на которой по средней линии, отмеченной штриховой линией, указаны контрольные точки A, B, C, D, где вычислялись и анализировались кинематические параметры — перемещения, скорости и ускорения как функции времени.

Для оценки точности и сходимости получаемых результатов выполнен ряд численных экспериментов по исследованию влияния величины шага интегрирования, длительности и формы

импульса на кинематические характеристики динамической реакции, в особенности ускорения. Рассматривался изолированный адаптер РН при одновременном срабатывании всех пироприборов. При исследовании влияния формы импульса и длительности его действия величина импульса удерживалась постоянной.

Проведено сопоставление данных расчетов для двух вариантов форм импульса — полусинусоидальным и прямоугольным. На небольшом удалении (2–3 КЭ) от места приложения импульсной нагрузки результаты расчетов мало отличались.

Влияние шага интегрирования на сходимость решения изучалась для значений шага 10, 5 и 2 мкс. Общая тенденция с уменьшением шага сводится к следующему. Фазы достижения заданных значений уменьшаются, т. е. графики ускорений (скоростей и перемещений) для выбранных точек сжимаются по оси времени. Происходит уточнение экстремумов (обычно в сторону увеличения) кинематических величин, появление новых и уточнение имевшихся локальных экстремумов, т. е. проявляются высокочастотные составляющие. В целом сравнение результатов свидетельствует об устойчивости и сходимости вычислений. Например, для шагов интегрирования 10 и 2 мкс максимальные значения ускорений отличались на 5–7 %.

Наибольшее влияние на динамическую реакцию адаптера оказывает длительность импульса, которая является характеристикой процесса передачи усилия при срабатывании пироприбора, достоверность определения которой невелика. В численном эксперименте рассматривались длительности T , равные 100, 200 и 400 мкс. С увеличением T значительно уменьшаются экстремальные значения ускорений, динамическая реакция изменяет ударно-волновой характер и приобретает характер колебаний по собственной форме, период колебаний которой коррелирует с длительностью импульса.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Расчеты выполнялись с шагом интегрирования 5 мкс, а общая длительность изменяемого динамического процесса составляла 2 мс (при дли-

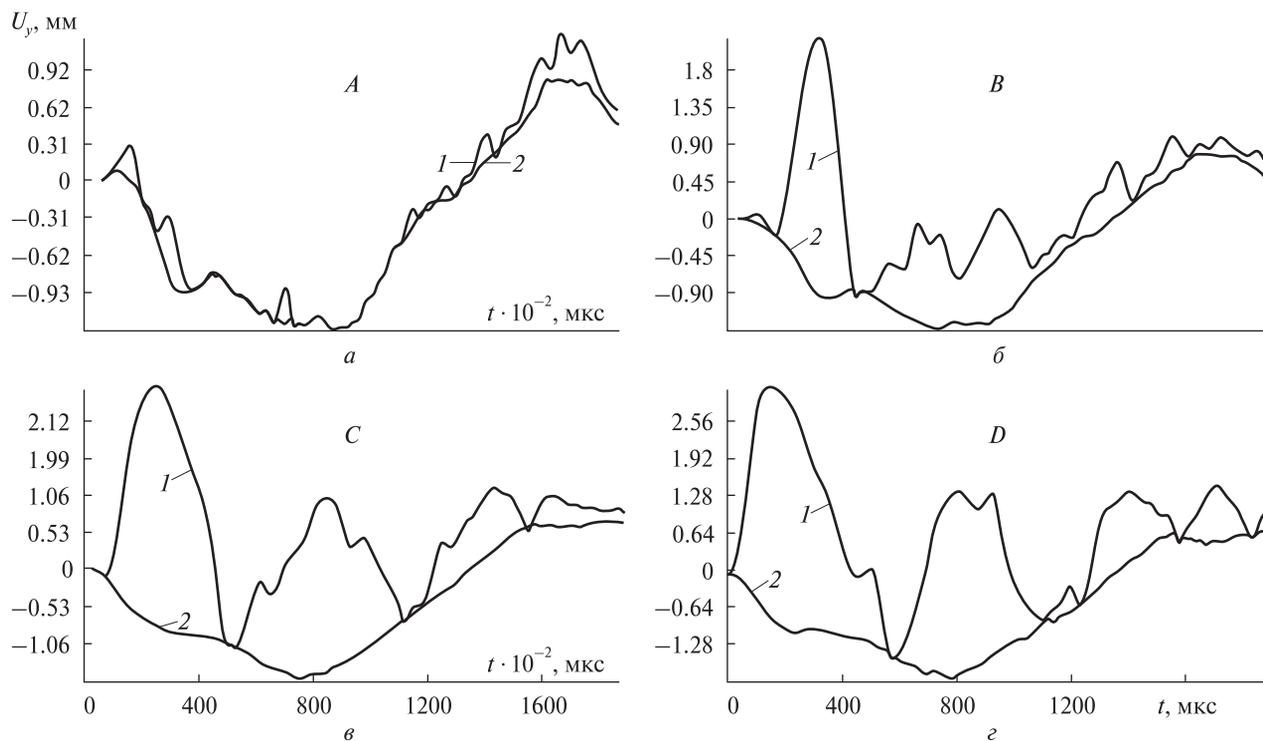


Рис. 4. Перемещения в адаптерах для контрольных точек A, B, C, D: 1 — адаптер РН, 2 — адаптер КА

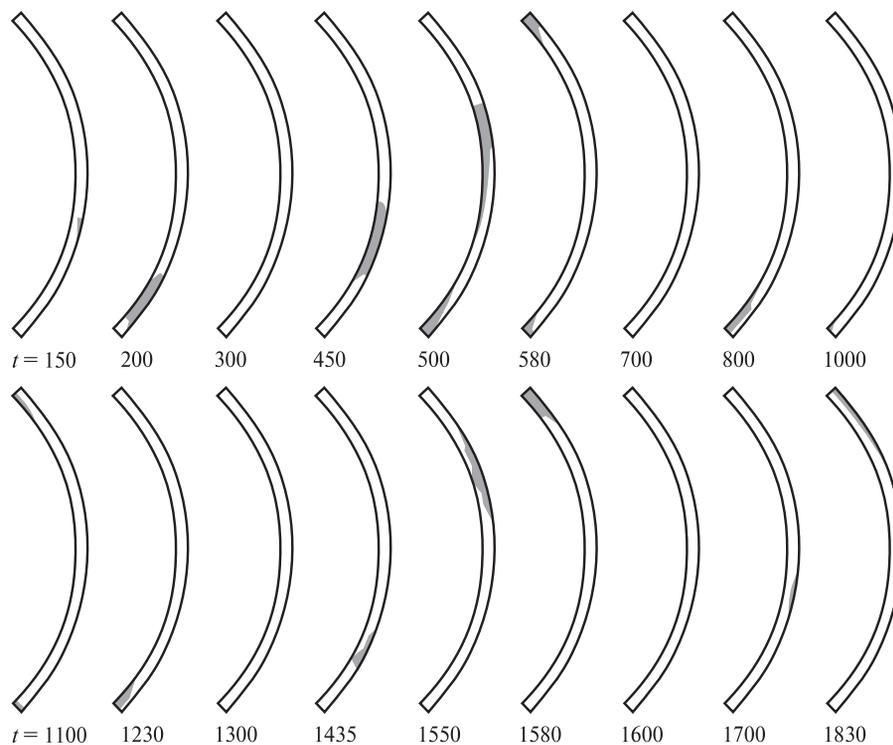


Рис. 5. Изменение зон контакта во времени: серая зона — контакт, белая — отрыв

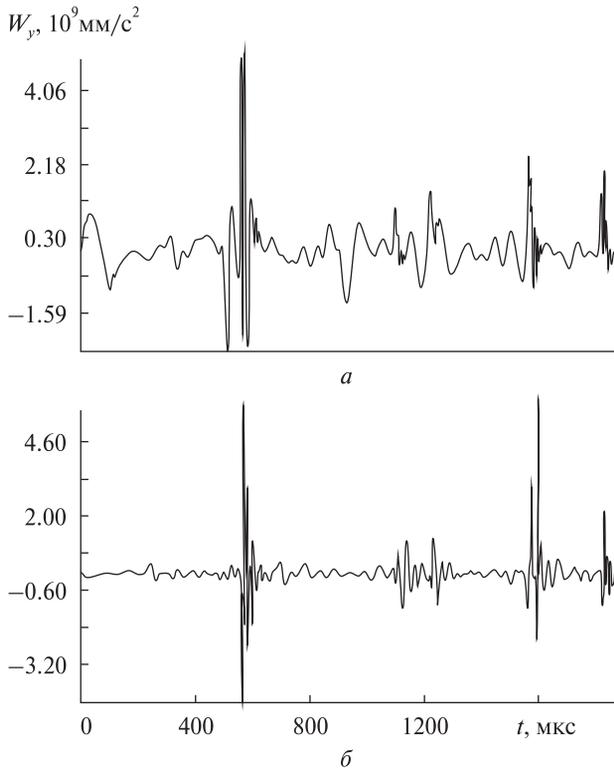


Рис. 6. Ускорение W_y в точке D : a — адаптер РН, b — адаптер КА

тельности импульса 100 мкс). Предметом исследования являлись условия контактирования, кинематические характеристики во времени и обобщенные характеристики кинематического воздействия — спектры удара.

Перемещение U_y (по оси адаптеров) для адаптеров РН и КА во времени представлены на рис. 4, которые наглядно показывают процесс контактного взаимодействия адаптеров в контрольных точках. График перемещения U_y для адаптера РН выше или совпадает с соответствующим графиком для адаптера КА, что соответствует выполнению условий контакта (3). Слияние графиков соответствует контакту адаптеров в контрольных точках, а их несовпадение — отрыву. Контактное взаимодействие в основном занимает короткий промежуток времени (10–30 мкс) и характерно для контрольных точек B , C , D , удаленных от несрабатываемого пироприбора (связи), где наименьшие перемещения. При этом возникающие контактные усилия имеют

короткоимпульсный характер, что вызывает резкое изменение дифференциальных кинематических характеристик — скоростей и ускорений. В контрольной точке A вблизи связи, ограничивающей перемещения, наблюдается длительное контактирование адаптеров (до 300 мкс). При контакте скорости и ускорения адаптеров выравниваются, что соответствует слиянию графиков скоростей и ускорений. Максимальное раскрытие стыка достигается в точке D (вблизи приложения импульса) в момент времени 200 мкс и составляет около 3.5 мм.

Изменение зон контакта адаптеров по их стыку в различные моменты времени представлены на рис. 5. Зоны контакта расположены дискретно и изменяются вдоль дуговой координаты, а также в поперечном направлении. В отдельные моменты времени контакта между адаптерами нет, и силовое взаимодействие между ними осуществляется через соединение незадействованными пироприборами. Геометрическая картина контактирования в отдельные моменты времени и временные законы изменения перемещений в контрольных точках коррелируют между собой.

В рассматриваемой задаче по оценке перегрузок основной характеристикой являются ускорения, которые обычно фиксируются в экспериментах, и которые чувствительны к силовым факторам, носящим ударно-импульсный характер. В данном случае, помимо короткоимпульсного воздействия от срабатывания пироприборов, действуют короткоимпульсные контактные силы в промежутки времени наступления и прерывания контакта. Графики изменения ускорений в зависимости от времени в контрольной точке D , где они максимальны, представлены на рис. 6. Можно констатировать, что в моменты контакта возникают высокочастотные всплески ускорений, количество которых соответствует числу соприкосновений адаптеров РН и КА (рис. 6). Величины кратковременных всплесков значительны и почти в пять раз превышают максимальные значения ускорений при отсутствии контакта.

Полученные кинематические характеристики могут рассматриваться как кинематические

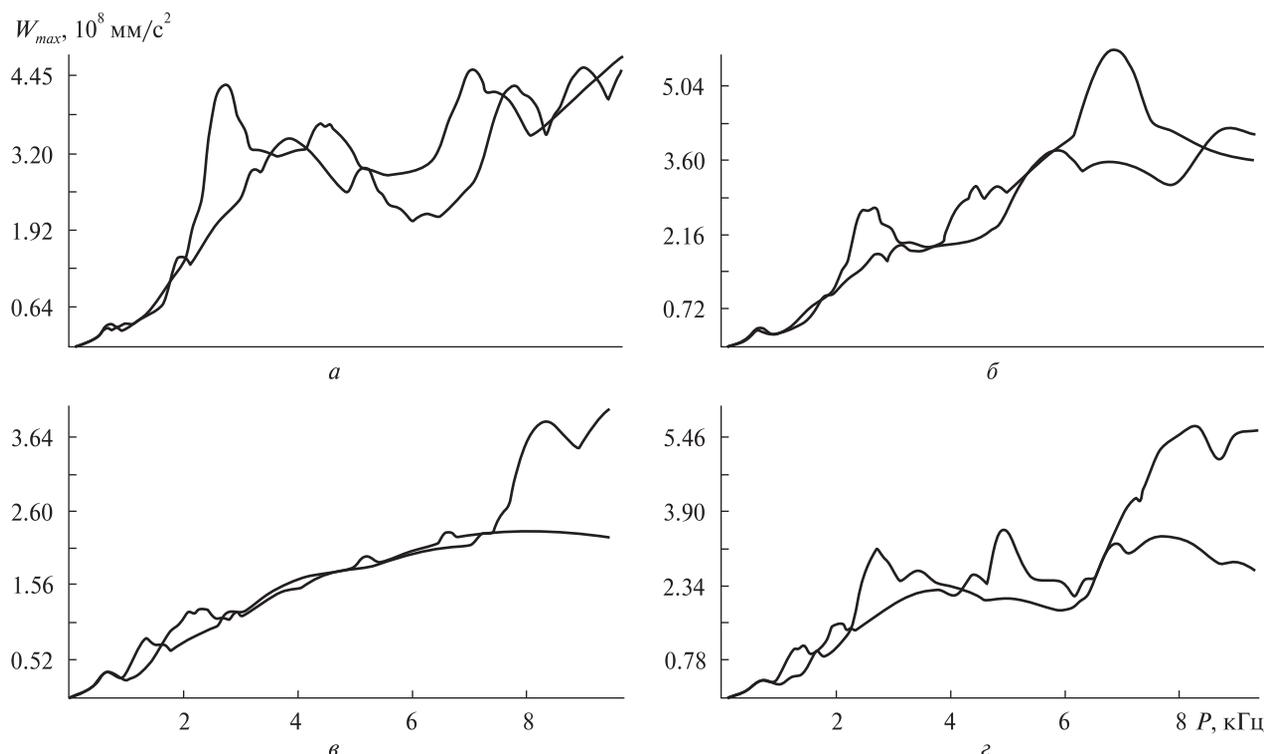


Рис. 7. Спектры отклика (ускорения) для точек A, B, C, D адаптера КА

возмущения для объектов, устанавливаемых в КА и чувствительных к перегрузкам. Для оценки перегрузок используются спектры удара [20], которые получены в диапазоне от нуля до 10^4 Гц по кинематическим данным для КА в контрольных точках. Графики спектров удара представлены на рис. 7, где для сравнения приведены также результаты для случая отсутствия контакта. Сравнение показывает, что в области малых и средних частот (до 6000 Гц) спектры удара для случаев учета контактирования и его отсутствия отличаются не очень сильно. Пики на графиках примерно одной величины смещены друг по отношению к другу. В области повышенных частот (более 6000 Гц) значения максимальных ускорений в случае контактирования адаптеров, главным образом выше, что объясняется наличием высокочастотных всплесков на исходных акселерограммах в моменты контактирования, что индуцирует повышенные отклики для элементов с высокими собственными частотами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложены модели учета контактного взаимодействия и методика расчета упругой динамической реакции адаптеров от импульсного нагружения при разделении космических конструкций.

Установлено, что зоны контакта между адаптерами переменны во времени и распределены дискретно, причем в отдельные промежутки времени контакт полностью исчезает. Контактные взаимодействия имеют, главным образом, небольшую длительность (10–30 мкс) и имеют характер толчков, сопровождающихся короткоимпульсным воздействием. Это приводит к высокочастотным всплескам ускорений, превышение которых над номинальными значениями достигает пяти раз.

Сравнение спектров удара, полученных по расчетным акселерограммам, показывает, что в случае контакта адаптеров максимальные ускорения в области высоких частот (выше 6 кГц) значительно больше, чем при его отсутствии.

1. Асаёнок А. В., Зайцев Б. Ф., Шульженко Н. Г. Расчет колебаний циклически симметричных конструкций трехмерными конечными элементами // Пробл. машиностроения. — 2000. — 3, № 3–4. — С. 22–28.
2. Асаёнок А. В., Зайцев Б. Ф., Шульженко Н. Г. Методика введения разрезов в схеме метода конечных элементов в задачах статики и собственных колебаний трехмерных конструкций // Пробл. машиностроения. — 2003. — 6, № 3. — С. 58–63.
3. Бате К., Вильсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. — М.: Стройиздат, 1982. — 448 с.
4. Грабилин А. О., Зубренков Б. И., Пустобаев М. В. и др. К вопросу оценки нагрузок на аппаратуру космических аппаратов при воздействии кратковременных ударных импульсов // Вопросы электромеханики. — 2014. — 142. — С. 47–52.
5. Джонсон К. Механика контактного взаимодействия. — М.: Мир, 1989. — 510 с.
6. Кокушкин В. В., Петров Н. К., Борзых С. В. и др. Разработка и моделирование процессов отделения крупногабаритных ракетно-космических блоков // Космич. техника и технологии. — 2013. — № 1. — С. 44–55.
7. Колесников К. С., Кокушкин В. В., Борзых С. В. и др. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. — 376 с.
8. Комаров И. С. Наземная экспериментальная обработка изделий ракетно-космической техники на ударное воздействие от пиротехнических средств разделения // Тр. МАИ. — 2013. — Вып. 71. — 22 с.
9. Люминарский И. Е. Расчет упругих систем с односторонними связями. — М.: Изд-во МГИУ, 2006. — 308 с.
10. Механика контактных взаимодействий / Под ред. И. И. Воровича, В. М. Александрова. — М.: Физматгиз, 2001. — 672 с.
11. Панагитопулос П. Неравенства в механике и их приложения. Выпуклые и невыпуклые функции энергии. — М.: Мир, 1989. — 494 с.
12. Подгорный А. Н., Гонтаровский П. П., Киркач Б. Н. и др. Задачи контактного взаимодействия элементов конструкций. — Киев: Наук. думка, 1989. — 232 с.
13. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных исследований / Сост. В. В. Ефанов, И. Л. Шевалев; Под ред. В. В. Ефанова, К. М. Пичхадзе: В 2-х т. — М.: Изд-во МАИ, 2012. — Т. 1. — 526 с.
14. Пустобаев М. В. Методика испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов на стойкость к ударным воздействиям от срабатывания пиросредств: Дис. ... канд. техн. наук. — М., 2015. — 145 с.
15. Трякин В. П., Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П. и др. Оценка резонансных режимов колебаний космического аппарата // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 4. — С. 40–44.
16. Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П. Реакция оболочечных элементов космических аппаратов на импульсное воздействие // Авиационно-космическая техника и технология. — 2013. — № 9 (106). — С. 53–58.
17. Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П., Зайцев Б. Ф. Задачи термпрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований): Монография. — Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Acad. Publ. GmbH & Co.KG, 2011. — 370 с.
18. Шульженко Н. Г., Гонтаровский П. П., Протасова Т. В. Методика расчета переходных процессов в трехмерных осесимметричных конструкциях при импульсном нагружении // Авиационно-космическая техника и технология. — 2014. — № 8 (115). — С. 148–151.
19. Шульженко Н. Г., Зайцев Б. Ф., Асаенко А. В. Численное моделирование динамической реакции конструкций на импульсное воздействие // Авиационно-космическая техника и технология. — 2014. — № 9 (116). — С. 6–11.
20. ISO 18431-4:2007. Механическая вибрация и удар. Обработка сигналов. Ч. 4. Расчет спектра удара. — Опубликовано 2007-02-01. — 16 с.
21. Wriggers P., Nackenhorst U. Analysis and simulation of contact problems. — Berlin – Heidelberg: Springer, 2006. — 394 p.

Стаття надійшла до редакції 17.12.15

REFERENCES

1. Aasaenok A. V., Zajitsev B. H., Shulzhenko N. G. Vibrational analysis of cyclically symmetrical constructions using the 3D finite elements method. *Problems in Mechanical Engineering*, 3 (3–4), 22–28 (2000) [in Russian].
2. Aasaenok A. V., Zajitsev B. H., Shulzhenko N. G. Methods of introducing cuts in the scheme of finite element method in problems of statics and natural vibrations of three-dimensional structures. *Problems in Mechanical Engineering*, 6 (3), P. 58–63 (2003) [in Russian].
3. Bathe K.-J., Wilson E.L. Numerical methods in finite element analysis, Transl. from Eng., 448 p. (Strojizdat, Moscow, 1982) [in Russian].
4. Grabilin A. O., Zubrenkov B. I., Pustobaev M. V., et al. Evaluation of loads on the SC (space craft) equipment by effect of shot shock pulses. *Voprosy jelectromehaniki*, 142, 47–52 (2014) [in Russian].
5. Johnson K. L. Contact mechanics, Transl. from Eng., 510 p. (Mir, Moscow, 1989) [in Russian].
6. Kokushkin V. V., Petrov N. K., Borzykh S. V., Yaskov V. V. Development and simulation of large space rocket stages separation processes. *Space Technique and Technology*, No.1, 44–55 (2013) [in Russian].

7. Kolesnikov K. S., Kokushkin V. V., Borzyh S. V. et al. Calculation and design of separation systems, rocket stages: Textbook, 376 p. (N.E. Bauman MSTU, Moscow, 2006) [in Russian].
 8. Komarov I. S. Surface treatment of the experimental rocket and space technology on the impact force of the pyrotechnic separation means. Trudy MAI, Is. 71, 22 p. (2013) [in Russian].
 9. Ljuminarskij I. E. Calculation of elastic systems with unilateral constraints, 308 p. (MSIU, Moscow, 2006) [in Russian].
 10. Contact Mechanics, Ed. by I. I. Vorovich, V. M. Alexandrov, 672 p. (Fizmatlit, Moscow, 2001) [in Russian].
 11. Panagiotopoulos P. D. Inequality Problems in Mechanics and Applications. Convex and Nonconvex Energy Functions, Transl. from Eng., 494 p. (Mir, Moscow, 1989) [in Russian].
 12. Podgornyj A. N., Gontarovskij P. P., Kirkach B. N. i dr. Tasks of contact interaction of structural elements, 232 p. (Nauk. dumka, Kiev, 1989) [in Russian].
 13. Design of unmanned spacecraft for fundamental research, Comp. by V. V. Efanov, I. L. Shevalev; Ed. by V. V. Efanov, K. M. Pichhadze, Vol. 1, 526 p. (Izd-vo MAI, Moscow, 2012) (Vols. 1-2; Vol. 1) [in Russian].
 14. Pustobaev M. V. Methods of testing onboard equipment of space vehicles for resistance to shock impacts on the operation of Unified pyrotechnic device. Doctor's thesis. 145 p. (Moscow, 2015) [in Russian].
 15. Triakin V. P., Shulzhenko N. G., Gontarovskii P. P., Matiukhin Yu. I. Estimating the resonance oscillation regimes in space vehicles. Kosm. nauka tehnol, 9 (4), 40—44 (2003) [in Russian].
 16. Shulzhenko N. G., Gontarovskiy P. P., Zajtsev B. H. Problems in thermal strength, vibration diagnostics and service life of power machinery (models, methods, investigation results): monograph, 370 p. (LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, Saarbrücken, Germany, 2011) [in Russian].
 17. Shulzhenko N. G., Gontarowsky P. P. Reaction of shell elements of space vehicles on the impulse action. *Aerospace technic and technology*, No. 9 (106), 53—58 (2013) [in Russian].
 18. Shulzhenko N. G., Gontarovskiy P. P., Protasova T. V. Calculation method for transient process in 3D axisymmetric constructions under impulse loading. *Aerospace technic and technology*, No. 8 (115), 148—151 (2014) [in Russian].
 19. Shulzhenko N. G., Zajtsev B. P., Asajenok A. V. Numerical simulation of dynamic response of structure under impulse impact. *Aerospace technic and technology*, No. 9 (116), 6—11 (2014) [in Russian].
 20. ISO 18431-4:2007. Mechanical vibration and shock. Signal processing. Part 4: Shock-response spectrum analysis, published 2007-02-01, 16 p. (2007) [in Russian].
 21. Wriggers P., Nackenhorst U. Analysis and simulation of contact problems, 394 p. (Springer, Berlin; Heidelberg, 2006)
- М. Г. Шульженко*¹, *Б. П. Зайцев*¹, *О. В. Асайонок*¹,
*Д. В. Клименко*², *Т. Я. Батутина*², *Б. В. Бурчаков*²
- ¹ Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, Харків
² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ
- ДИНАМІЧНА КОНТАКТНА ВЗАЄМОДІЯ АДАПТЕРІВ КОСМІЧНОЇ КОНСТРУКЦІЇ ПРИ РОЗДІЛЕННІ**
- Моделюється динамічний процес в системі адаптерів ракети-носія та космічного апарата, що викликаний ударно-імпульсною дією внаслідок спрацювання піропристроїв під час розділення. Застосовуються тривимірні моделі МСЕ та вводиться за спеціальною методикою поверхня розділення адаптерів, на якій моделюється однібічний контакт. Наводяться результати дослідження кінематичних характеристик адаптерів за часом та визначаються спектри удару.
- Ключові слова:** космічна конструкція, адаптер, розділення, динаміка, контакт, скінченний елемент, акселерограма, спектр удару.
- N. G. Shulzhenko, B. F. Zaytsev, A. V. Asaenok, D. V. Klimenko, T. Ya. Batutina, B. V. Burchakov*
- ¹ A. N. Podgorny Institute for Mechanical Engineering Problems of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv
² Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk
- DYNAMIC IMPACT INTERACTION OF SPACE CONSTRUCTION'S ADAPTERS DURING SEPARATION**
- We model dynamic process in the system of adapters of a launch vehicle and spacecraft, caused by the impulse effect of activation of electroexplosive devices during separation stage. We used three-dimensional "finite element method" models and a special method to account for a surface of adapter separation, needed to model the unilateral contact. Time modeling is done using finite difference Wilson θ -method. We also show the obtained results of adapters' kinematic characteristics and the impact spectra.
- Key words:** space design, adapter, separation, dynamics, contact, finite element, accelerograms, range strike.

doi: 10.15407/knit2016.02.022

УДК 629.7.05

А. И. Ткаченко

Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем
Национальной академии наук Украины и Министерства образования и науки Украины, Киев

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ПОСТРОИТЕЛЯ ВЕРТИКАЛИ

Показана возможность определения ориентации космического аппарата по единственному виду информации — результатам построения местной вертикали — в условиях угловой стабилизации объекта с приложением значительных управляющих моментов.

Ключевые слова: космический аппарат, построитель вертикали, орбитальный гироскоп, определение ориентации, угловая стабилизация.

Принцип определения ориентации космического аппарата (КА) с использованием орбитального гироскопа, воплощенный в разнообразных конструкциях приборов этого рода, давно и хорошо известен [1, см. также <http://bankpatentov.ru/node/370515>, <http://allpatents.ru/patent/2498216.html>]. Этот подход предусматривает отслеживание двух векторов — местной вертикали и перпендикуляра к плоскости орбиты. Соответственно этому устройство для определения ориентации КА содержит два структурных компонента: построитель вертикали и аппаратуру, определяющую направление вектора угловой скорости орбитального движения, условно — гироскопическую составляющую.

Ниже представлена попытка обосновать возможность определения ориентации КА только с помощью построителя вертикали, без привлечения вышеупомянутой гироскопической составляющей. Обязательная оговорка: эффекты, позволяющие реализовать эту возможность, имеют место только в режиме угловой стабилизации КА с приложением значительных управляющих моментов. Вообразим, что в процессе угловой

стабилизации КА некоторая прямая, фиксированная в известном положении в теле объекта, с точностью до малых отклонений совмещается с прямой, фиксированной в орбитальной сопровождающей системе координат. С помощью модельных (рассчитанных приближенно) параметров ориентации преобразуем направляющий вектор первой прямой из системы координат, связанной с КА, в орбитальную систему и сопоставим результат с направляющим вектором второй прямой. Найденное угловое рассогласование двух направляющих векторов можно обычным образом [7, 9] использовать при уточнении ориентации КА методом векторного согласования. Такой прием подобен изложенному в работах [11, 12] методу определения ориентации КА с помощью единственного чувствительного элемента — трехосного магнитометра — непременно в сочетании с угловой стабилизацией объекта посредством магнитных исполнительных органов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С космическим аппаратом — низкоорбитальным спутником Земли — свяжем правую ортогональную систему координат 123 с началом в центре

© А. И. ТКАЧЕНКО, 2016

масс объекта O . Введем еще правый ортогональный орбитальный сопровождающий трехгранник XYZ с вершиной в точке O , осью Z , направленной по геоцентрической вертикали в зенит, и осью X , лежащей в плоскости орбиты и ориентированной в сторону движения. Представления физических векторов в системах координат 123 и XYZ отмечаем соответственно нижними индексами E и J . Пусть Λ — нормированный кватернион, характеризующий ориентацию трехгранника 123 относительно XYZ ; Ω_E — вектор абсолютной угловой скорости КА. Справедливо равенство [3]:

$$\dot{\Lambda} = (1/2)(\Lambda \circ \Omega_E - \mathbf{u}_J \circ \Lambda), \quad (1)$$

где $\mathbf{u}_J = [0, u, 0]^T$, скаляр u — величина угловой скорости орбитального движения, кружок — знак умножения кватернионов. При непосредственном интегрировании уравнения (1), если в этом есть необходимость, используются значения Ω_E , поступающие от измерителя угловой скорости. Местоположение и скорость КА в геоцентрической инерциальной системе координат находятся посредством численного интегрирования уравнений орбитального движения и периодически корректируются по сообщениям GPS [10]. Через результаты этого интегрирования выражается при необходимости вектор \mathbf{u}_J . На КА установлена система управления ориентацией пока не конкретизированного типа, предназначенная для устойчивого совмещения трехгранника 123 с XYZ при наличии достаточно точных оценок кватерниона Λ и вектора относительно угловой скорости $\omega_E = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T = \Omega_E - \bar{\Lambda} \circ \mathbf{u}_J \circ \Lambda$ и в условиях значительного начального рассогласования названных трехгранников (надчеркиванием отмечается сопряженный кватернион). Единственным чувствительным элементом в составе системы управления ориентацией является построитель вертикали, отслеживающий положение оси Z в системе координат 123 .

Необходимо, учитывая изложенные сведения, составить методику оценивания кватерниона Λ и вектора ω_E в целях управления ориентацией КА. Детали постановки задачи уточним по мере исследования.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОСТРОИТЕЛЯ ВЕРТИКАЛИ

Впредь до отмены этого соглашения считаем угловое движение КА произвольным — управляемым или неуправляемым. Не вдаваясь в подробности [4, http://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com_content&view=article&id=77:-7201&catid=37:spaceprograms&Itemid=62], примем, что по показаниям построителя вертикали при произвольной ориентации объекта формируются направляющие косинусы оси Z в системе координат 123 как элементы единичного вектора $\mathbf{b}_E = [b_1, b_2, b_3]^T$ (индекс T указывает на транспонирование). Значения b_1, b_2 в общем случае не малы. Очевидно, $\mathbf{b}_J = [0, 0, 1]^T = \text{const}$. Съем значений \mathbf{b}_E производится с достаточно малым шагом h . Операнды выкладок, относящиеся соответственно к началу и концу очередного шага съема, отмечаем соответственно индексами n и $n + 1$. Звездочкой отмечаются модельные (найденные приближенно) значения параметров. Так, Λ^* — нормированный кватернион, аппроксимирующий Λ . Точность этой аппроксимации охарактеризуем неизвестным нормированным кватернионом $\mathbf{M} = \Lambda^* \circ \bar{\Lambda} = \mu_0 + \boldsymbol{\mu}$, где μ_0 — скаляр, $\boldsymbol{\mu} = [\mu_1, \mu_2, \mu_3]^T$. Положим $\|\boldsymbol{\mu}\| = (\boldsymbol{\mu}^T \boldsymbol{\mu})^{1/2} \ll 1$. Тогда $|\mu_0| \approx 1$, и в первом приближении относительно $\|\boldsymbol{\mu}\|$ оказывается

$$\Lambda_n^* = (1 + \boldsymbol{\mu}_n) \circ \Lambda_n. \quad (2)$$

Считая известным значение Λ_n^* в начале очередного шага, вычислим векторы $\mathbf{b}_{n+1}^S = \Lambda_n^* \circ \mathbf{b}_{E,n+1} \circ \bar{\Lambda}_n^*$ и $\mathbf{v}'_{n+1} = 1/2 \mathbf{b}_{n+1}^S \times \mathbf{b}_J$. Пренебрегая изменением ориентации трехгранника 123 относительно XYZ на шаге как малым возмущением, получим в первом приближении относительно элементов вектора $\boldsymbol{\mu}$

$$\mathbf{v}'_{n+1} = [-\mu_{1n}, -\mu_{2n}, 0]^T. \quad (3)$$

Это уравнение измерения относительно ошибки $\boldsymbol{\mu}_n$.

При вычислении Λ^* посредством интегрирования модельного аналога уравнения (1) вектор $\boldsymbol{\mu}$ удовлетворяет уравнению состояния

$$\dot{\boldsymbol{\mu}} = -\mathbf{u} \times \boldsymbol{\mu}. \quad (4)$$

Анализ наблюдаемости решения уравнения (4) по измерениям (3) выполним, как рекомен-

довано в работе [14], в форме поиска ненаблюдаемых состояний — векторов $\boldsymbol{\mu} \neq 0$, удовлетворяющих тождеству $\mathbf{v}'_{n+1} \equiv 0$. На основании последнего для таких состояний должно быть $\mu_1 = \mu_2 = 0, \mu_3 \neq 0$. Но векторы $\boldsymbol{\mu}$ с такими свойствами не удовлетворяют уравнению (4). Поэтому система (3), (4) не имеет ненаблюдаемых состояний и формально вполне наблюдаема. В действительности она слабо наблюдаема, так как $u \ll 1$. К такому же выводу приводит применение традиционных критериев наблюдаемости линейных систем [2, 8].

По аналогии с [11, 12] имитируем шаг «непрямого» интегрирования уравнения (1) как шаг коррекции:

$$\Lambda_{n+1}^* = N_{n+1} \circ \Lambda_n^*, \quad (5)$$

где $N_{n+1} = v_{0,n+1} + \mathbf{v}'_{n+1}$ — нормированный кватернион, $v_{0,n+1}$ находится из условия нормировки. Результат операции (5) приводится к виду, подобному (2):

$$\Lambda_{n+1}^* = (1 + \boldsymbol{\mu}_{n+1}) \circ \Lambda_{n+1}, \quad \boldsymbol{\mu}_{n+1} = \mathbf{b}_J \mathbf{b}_J^T \boldsymbol{\mu}_n. \quad (6)$$

Как видно из (6), операция (5) устраняет составляющую ошибки $\boldsymbol{\mu}_n$, перпендикулярную к \mathbf{b}_{n+1} , и сохраняет неизменной составляющую, коллинеарную направлению вектора \mathbf{b}_{n+1} . Поскольку это направление постоянно в системе координат XYZ , названная вторая составляющая ошибки не подавляется после сколь угодно большого числа шагов (5). Из (6) следует

$$\mu_{1,n+1} = \mu_{2,n+1} = 0, \quad \boldsymbol{\mu}_{n+1} = \mu_{3n} \mathbf{b}_J. \quad (7)$$

Таким образом, координата μ_{3n} ненаблюдаема по измерениям (3) и не устраняется коррекцией (5).

ЗАМЕЩЕНИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

Согласно свойствам метода векторного согласования, вектор $\boldsymbol{\mu}$ становится вполне наблюдаемым, если к его оцениванию вместе с \mathbf{b} привлекаются измерения другого вектора, не коллинеарного \mathbf{b} . Вслед за коррекцией по формуле (5) выполним на том же шаге дополнительную коррекцию по данным, имитирующим измерения отсутствующего гироскопического компонента орбитального гироскопа. Для наглядности

присвоим результатам вычислений по формуле (5) обозначения

$$\Lambda_{n+1}^{**} = \Lambda_n^* = (1 + \boldsymbol{\mu}_n^\times) \circ \Lambda_{n+1}, \quad \boldsymbol{\mu}_n^\times = \boldsymbol{\mu}_{n+1}, \quad (8)$$

где $\boldsymbol{\mu}_n^\times$ — остаточная ошибка $\boldsymbol{\mu}_{n+1}$ из (6).

Пусть \mathbf{m} — единичный вектор оси Y ; $\mathbf{m}_J = [0, 1, 0]^T$. Далее полагаем, что система управления ориентацией КА удерживает трехгранник 123 в положении, близком к XYZ . На этом основании примем грубое приближение $\mathbf{m}_E^* = [0, 1, 0]^T$. На очередном шаге коррекции h , используя значение Λ_n^{**} , вычислим векторы $\mathbf{m}_{n+1}^{\$} = \Lambda_n^{**} \circ \mathbf{m}_E^* \circ \bar{\Lambda}_n^{**}$ и $\boldsymbol{\alpha}'_{n+1} = 1/2 \mathbf{m}_{n+1}^{\$} \times \mathbf{m}_J$. Сформируем нормированный кватернион $\Lambda = \alpha_0 + \boldsymbol{\alpha}'_{n+1}$. По аналогии с (5) выполним операцию

$$\Lambda_{n+1}^{**} = \Lambda_{n+1} \circ \Lambda_n^{**}. \quad (9)$$

Значение Λ_{n+1}^{**} принимается в качестве модельной оценки кватерниона Λ_{n+1} в конце шага. По аналогии с (6)

$$\Lambda_{n+1}^{**} = (1 + \boldsymbol{\mu}_{n+1}^\times) \circ \Lambda_{n+1}, \quad \boldsymbol{\mu}_{n+1}^\times = \mathbf{m}_J \mathbf{m}_J^T \boldsymbol{\mu}_n^\times. \quad (10)$$

Из (10) следует, что формально операция (9) устраняет из Λ_{n+1}^{**} ошибку $\boldsymbol{\mu}_n^\times$ с точностью до составляющей, коллинеарной \mathbf{m}_J . Очевидно, $\mu_{1,n+1}^\times = 0, \mu_{3,n+1}^\times = 0, \boldsymbol{\mu}_{n+1}^\times = \mu_{2n}^\times \mathbf{m}_J$. Но $\mu_{2n}^\times = 0$ на основании (7), (8). Поэтому в результате операций (5), (9) оказывается $\boldsymbol{\mu} = 0$, и на основании (2) цель определения ориентации формально достигнута. В действительности необходимо поддерживать режим систематической коррекции с шагом h ввиду возмущающего влияния движений трехгранника 123 относительно XYZ .

Вместе с отказом от непосредственного интегрирования уравнения (1) отпадает потребность в показаниях измерителя угловой скорости.

Оценка угловой скорости трехгранника 123 относительно XYZ в интересах управления ориентацией КА с приемлемой точностью получается по формуле

$$\boldsymbol{\omega}_{E,n+1}^* = 2h^{-1} \mathbf{q}_{n+1}, \quad (11)$$

где \mathbf{q}_{n+1} — векторная часть кватерниона $\bar{\Lambda}_n^* \circ \Lambda_{n+1}^*$.

МОДЕЛИРОВАНИЕ

Выполнено моделирование использования построителя вертикали при определении ориентации КА класса «микроспутник» в рамках его угловой стабилизации в «дежурном» режиме, до-

пускающем угловые отклонения трехгранника 123 от XYZ в пределах $\pm 5^\circ$. Цель моделирования состояла в проверке и демонстрации работоспособности и точности предложенной методики определения параметров ориентации КА.

Параметры фактического орбитального и углового движений объекта рассчитывались, как в работе [11], посредством численного интегрирования достаточно адекватных «контрольных» кинематических и динамических уравнений, включающих и уравнение (1). Угловая стабилизация КА производилась посредством тангажного маховика и магнитных исполнительных органов, управляемых по закону, сформулированному Д. В. Лебедевым [6]. Вектор геомагнитной индукции \mathbf{B}_E , используемый при реализации этого закона, находился по формуле $\mathbf{B}_E = \bar{\Lambda}^* \circ \mathbf{B}_J \circ \Lambda^*$, а вектор \mathbf{B}_J вычислялся с помощью представления геомагнитного потенциала по модели IGRF-10. При этом использовалось модельное решение упрощенных уравнений орбитального движения, корректируемое по сообщениям GPS через каждые 3000 с. Собственный магнитный момент исполнительных органов, а вместе с ним прилагаемые к объекту управляющие моменты, в 1.5–2.5 раз больше, чем при моделировании системы управления ориентацией КА с использованием показаний трехосного магнитометра в [11, 12]. Управляющие воздействия учитываются в контрольных уравнениях динамики углового движения. Полная управляемость решения уравнений орбитального движения КА по управляющим воздействиям, создаваемым магнитными исполнительными органами, показана в [5].

Для наглядности представления результирующих характеристик точности определения ориентации и угловой стабилизации преобразуем Λ в углы Эйлера — Крылова, задающие взаимное положение трехгранников XYZ и 123 : тангаж ϑ , крен φ и рыскание ψ [13]. Модельные значения Λ^* , ω_{rE}^* для использования в законе управления вычислялись по формулам (5), (9), (11) с шагом $h = 4$ с. С таким же шагом формировались показания построителя вертикали. Его ошибки имитировались поворотами вектора \mathbf{b}_E вокруг осей 1, 2, 3 на малые углы, реализуемые в виде гауссова случайного процесса со средним квадратичным отклонением 1.5° .

Цикл моделирования реализовался как серия из 100 однотипных вариантов. В начале каждого варианта значения ϑ , φ , ψ вводились как случайные величины, равномерно распределенные в пределах $\pm 90^\circ$, и преобразовывались в начальное значение Λ . В подавляющем большинстве вариантов требуемый режим угловой стабилизации КА устанавливался в течение четырех-шести первых орбитальных витков. Это примерно вдвое дольше, чем при моделировании угловой стабилизации КА по показаниям магнитометра [11, 12]. Затем в процессе моделирования установившегося режима находились максимальные по абсолютной величине для данного варианта значения ϑ , φ , ψ в градусах и максимальные по абсолютной величине координаты ω_1 , ω_2 , ω_3 вектора ω_E в град/с. Наибольшие среди этих максимальных значений для всех 100 вариантов серии выводились в качестве вышеупомянутых характеристик совокупной точности на участке выполненного моделирования.

В строках 1–3 табл. 1 показаны названные характеристики точности, полученные в результате моделирования процессов определения ориентации и угловой стабилизации КА на промежутках длительности соответственно 2, 4 и 8 сут. Строка 4 показывает снижение результирующей точности определения ориентации и стабилизации вследствие ослабления управляющих воздействий, вызванного уменьшением собственного магнитного момента исполнительных органов вдвое. В двух последних строках представлены математические ожидания и средние квадратичные отклонения наибольших значений соответствующих параметров в каждом из 100 вариантов серии с моделированием процесса угловой стабилизации КА на промежутке 8 сут.

Точность собственно определения ориентации КА охарактеризуем вектором малой угловой ошибки $\gamma_J = [\gamma_X, \gamma_Y, \gamma_Z]^T = 2\boldsymbol{\mu}$, где $\boldsymbol{\mu}$ вычисляется на основании (2). Максимальные по абсолютной величине значения $\gamma_X, \gamma_Y, \gamma_Z$ в градусах во всех 100 вариантах серии моделирования находились подобно тому, как это сделано для показателей из табл. 1. Такие характеристики точности определения ориентации представлены в табл. 2.

Таблица 1. Наибольшие ошибки угловой стабилизации

Вариант	ϑ , град	φ , град	ψ , град	$\omega_1, 10^{-3}$ град/с	$\omega_2, 10^{-3}$ град/с	$\omega_3, 10^{-3}$ град/с
$t = 2$ сут	1.67	2.50	-2.73	6.1	3.5	-8.0
$t = 4$ сут	1.71	-3.86	3.90	-7.9	3.6	-8.3
$t = 8$ сут	1.81	-3.75	3.59	7.7	3.7	-9.8
Половинный магнитный момент	25.7	51.2	50.	-64	73	59
Среднее	1.7	2.7	2.7	6.1	3.4	7.3
Стандартное отклонение	0	0.4	0.3	0.50	0.11	0.78

Таблица 2. Наибольшие ошибки определения ориентации

Вариант	γ_x , град	γ_y , град	γ_z , град
$t = 2$ сут	-2.48	0.04	-2.75
$t = 4$ сут	-3.85	0.08	-3.90
$t = 8$ сут	-3.94	0.09	-3.98
Половинный магнитный момент	-45.9	-11.9	-48.9

Сложности при реализации рассматриваемого способа определения ориентации КА могут возникнуть, если принцип действия и конструкция построителя вертикали предусматривают возможность получения его показаний лишь в условиях соблюдения некоторых ограничений на ориентацию КА в системе XYZ, например только когда ось Z обращена в сторону, противоположную Земле, и $\mathbf{b}_E^T \mathbf{b}_j > 0$. В условиях надежной сходимости оценок параметров ориентации и процесса угловой стабилизации КА показания построителя вертикали могут быть недоступны лишь на начальном этапе упомянутого процесса. Очевидный способ устранения этого препятствия — применение двух построителей вертикали. При моделировании с использованием одного прибора оказалось, однако, что нарушение упомянутых ограничений в условиях произвольных угловых движений объекта не вызывает заметного снижения точности определения ориентации и угловой стабилизации КА и лишь несколько замедляет сходимость оценок, если на время потери показаний построителя вертикали отключить управляющие моменты и возобновить их формирование, как только упомянутые показания снова окажутся доступными.

На рис. 1 представлены графически оценки средних квадратичных отклонений ошибок угловой стабилизации ϑ, φ, ψ в течение 4 сут, полученные в одной из серий моделирования указанного выше режима определения ориентации КА с отключением управляющих моментов на время отсутствия показаний построителя вертикали. В верхней части рисунка показаны результаты, относящиеся к первым четырем периодам орбитального движения $T \approx 5900$ с, в средней — на промежутке $29.5T - 33.5T$, в нижней — на промежутке $55T - 59T$. По оси абсцисс отсчитывается безразмерное время t/T . Заметно, как быстро начальные ошибки охарактеризованного выше уровня уменьшаются до единиц градусов и затем остаются в пределах $4-5^\circ$.

На рис. 2 таким же образом показаны средние квадратичные отклонения составляющих вектора относительной угловой скорости ω_E в той же серии вариантов моделирования. В средней части этого рисунка значения, указанные по оси ординат, умножаются на 10^{-3} . Хорошая сходимость и приемлемая точность процесса угловой стабилизации КА очевидны.

Итак, установленная возможность оценки параметров ориентации космического аппарата по показаниям единственного бортового чувствительного элемента — построителя вертикали — в условиях угловой стабилизации объекта есть нетривиальный факт, не отмеченный в доступных публикациях. Предложенный алгоритм, реализующий эту возможность, уступает алгоритму определения ориентации по измерениям трехосного магнитометра [11, 12] в сходимости оценок и экономии энергозатрат на поддержание

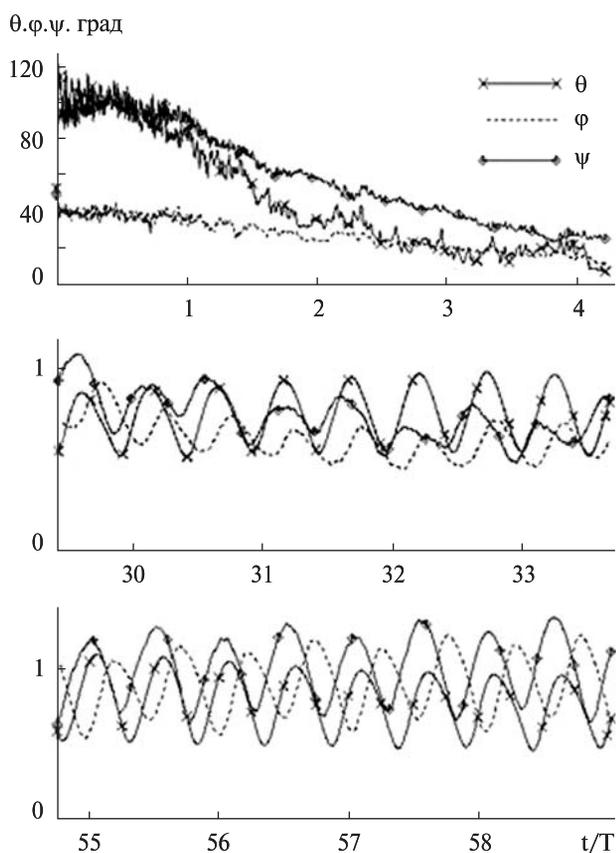


Рис. 1. Средние квадратичные отклонения угловых ошибок стабилизации

необходимого режима угловой стабилизации объекта, требует более частой GPS-коррекции параметров орбитального движения при угловой стабилизации КА с помощью магнитных исполнительных органов. Вместе с тем применение построителя вертикали как единственного прибора при определении ориентации КА имеет по сравнению с использованием трехосного магнитометра преимущества, которые состоят, в частности, в устранении ограничений, связанных с ослаблением геомагнитного поля по мере увеличения высоты орбиты, и исключения возмущающего влияния собственного магнитного поля объекта и его токонесущих устройств на точность измерений. В свете сказанного штатный бортовой прибор разнообразных КА — построитель вертикали — может в случае отказа магнитометра заменить его в функции единственного

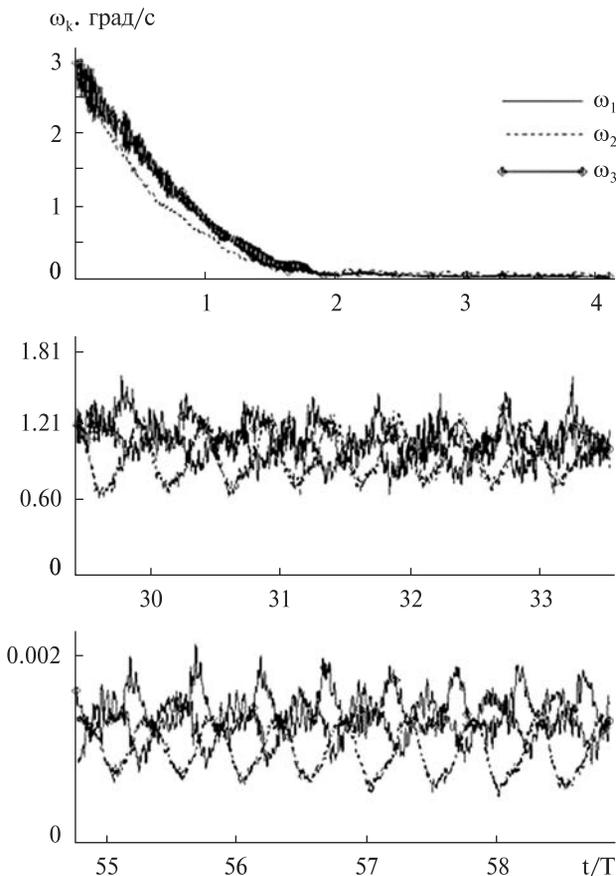


Рис. 2. Средние квадратичные отклонения ошибок стабилизации угловой скорости

источника информации для определения параметров углового движения в дежурном режиме.

1. Бесекерский В. А., Иванов В. А., Самотокин Б. Б. Орбитальное гирокомпасирование. — СПб.: Политехника, 1993. — 256 с.
2. Браммер К., Зиффлинг Г. Фильтр Калмана — Бьюси. — М.: Наука, 1982. — 200 с.
3. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1973. — 320 с.
4. Гришин В. А. Задача создания построителей местной вертикали высокой точности и навигационных систем на основе визирования линии горизонта // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. — 2012. — 9, № 3. — С. 108—114.
5. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли. Ч. II. Ориентация и стабилизация // Пробл. управления и информатики. — 1996. — № 3. — С. 5—18.

6. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. — Киев: Наук. думка, 2006. — 298 с.
7. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. — М.: Наука, 1971. — 167 с.
8. Ли Э. Б., Маркус Л. Основы теории оптимального управления. — М.: Наука, 1972. — 574 с.
9. Парусников Н. А., Морозов В. М., Борзов В. И. Задача коррекции в инерциальной навигации. — М.: Изд-во МГУ, 1982. — 174 с.
10. Ткаченко А. И. GPS-коррекция в задаче навигации низкоорбитального космического аппарата // Изв. РАН. Теория и системы управления. — 2009. — № 4. — С. 122—133.
11. Ткаченко А. И. Магнитная стабилизация космического аппарата и эффект компенсации информационных ошибок // Космич. исслед. — 2012. — 50, № 1. — С. 79—88.
12. Ткаченко А. И. Компактный алгоритм оценки параметров движения космического аппарата по показаниям магнитометра // Изв. РАН. Теория и системы управления. — 2013. — № 2. — С. 105—117.
13. Филиппов Ю. И. Эффективный алгоритм преобразования кватерниона ориентации ЛА в систему углов Эйлера — Крылова // Полет. — 2009. — № 6. — С. 32—35.
14. Potapenko Ye. M. Simplified linear-system restorability and controllability criteria and their application in robotics // J. Automation and Inform. Sci. — 1996. — 27, N 5-6. — P. 146—151.
8. Lee E. B., Markus L. Foundations of Optimal Control Theory, Transl. from Eng., 574 p. (Nauka, Moscow, 1972) [in Russian].
9. Parusnikov N. A., Morozov V. M., Borzov V. I. Correction task in the inertial navigation, 174 p. (MSU, Moscow, 1982) [in Russian].
10. Tkachenko A. I. GPS-correction in the problem of low-orbit spacecraft navigation. *J. Computer and Systems Sciences International*, No. 3, 122—133 (2009) [in Russian].
11. Tkachenko A. I. Magnetic stabilization of a spacecraft and the effect of compensation of information errors. *Cosmic Research*, 50 (1), 79—88 (2012) [in Russian].
12. Tkachenko A. I. Compact algorithm for estimating spacecraft motion parameters from magnetometer readings. *J. Computer and Systems Sciences International*, No. 2, 105—117 (2013) [in Russian].
13. Filippov Yu. I. Effective algorithm of transformation of a quaternion of FV-orientation in system of angles of Euler-Krylov. *Polet*, No. 6, 32—35 (2009) [in Russian].
14. Potapenko Ye. M. Simplified linear-system restorability and controllability criteria and their application in robotics. *J. Automation and Inform. Sci.*, 27 (5-6), 146—151 (1996).

Стаття надійшла до редакції 22.06.15

REFERENCES

1. Besekerskiy V. A., Ivanov V. A., Samotokin B. B. The orbital gyrocompassing, 256 p. (Politehnika, St. Petersburg, 1993) [in Russian].
2. Brammer K., Siffing G. Kalman-Bucy Filters. 200 p. (Nauka, Moscow, 1982) [in Russian].
3. Branec V. N., Shmyglevskiy I. P. The use of quaternions in problems of solid-state orientation, 320 p. (Nauka, Moscow, 1973) [in Russian].
4. Grishin V. A. Development of High Precision Earth Sensors and Navigation Systems based on Horizon Line Observation. Current problems in remote sensing of the Earth from space, 9 (3), 108—114 (2012) [in Russian].
5. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. Management of a spherical spacecraft motion in the magnetic field of the Earth. Part II. Orientation and stabilization. *Problems of Control and Informatics*, N 3, 5—18 (1996) [in Russian].
6. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. Navigation and control of the orientation of small satellites, 298 p. (Nauk. dumka, Kiev, 2006) [in Russian].
7. Lipton A. Exhibition of the inertial systems on a movable base, 167 p. (Nauka, Moscow, 1971) [in Russian].

О. І. Ткаченко

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України

ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ЗА ДОПОМОГОЮ ПОБУДОВНИКА ВЕРТИКАЛІ

Показано можливість визначення орієнтації космічного апарата за єдиним типом інформації — результатами побудови місцевої вертикалі — в умовах кутової стабілізації об'єкта з прикладанням значних керуючих моментів.

Ключові слова: космічний апарат, побудовник вертикалі, орбітальний гірокомпас, визначення орієнтації, кутова стабілізація.

A. I. Tkachenko

International Research and Training Center for Information Technologies and Systems of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine

ATTITUDE DETERMINATION OF A SPACECRAFT USING A VERTICAL SENSOR

We show a possibility of a spacecraft attitude determination using the only source of information — a local vertical reference frame — in a condition of the vehicle's angular stabilization by means of considerable control torques.

Key words: spacecraft, vertical sensor, orbital gyrocompass, attitude determination, angular stabilization.

doi: 10.15407/knit2016.02.029

УДК 528

А. В. Дегтярев¹, А. Л. Макаров¹, С. А. Давыденко¹, В. Л. Тихонов¹, А. Г. Лауш²

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

² Общество с ограниченной ответственностью «Навіс-Україна», Смела

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Рассмотрена возможность комплексирования различных навигационных систем и предложена астроинерциальная интегрированная навигационная система, которая может быть использована в составе систем управления ракет-носителей широкого класса.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), чувствительные элементы на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС), аппаратура потребителей информации от глобальных навигационных спутниковых систем (АП ГНСС).

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время для выведения космических аппаратов (КА) на околоземные орбиты используются ракеты-носители (РН), в состав которых входят традиционные системы управления (СУ), построенные на базе трехосных гиросtabilизированных платформ (ГСП). Такие системы управления имеют перед другими навигационными системами важные преимущества:

- универсальность применения;
- возможность определения основных параметров движения (координаты местонахождения, скорость, ускорение, направление движения, пространственная ориентация, то есть угловое положение в заданной системе координат в пространстве, угловая скорость и др.);
- автономность действия;
- помехозащищенность;
- высокая точность при ограничении времени работы.

Вместе с тем этим СУ присущи и определенные недостатки, главными из которых являются:

- возрастание с течением времени погрешностей, что ограничивает возможность их длительного использования без применения корректирующих средств;
- сложность устройства и необходимость применения высокопрецизионных базовых измерительных элементов и вычислительных устройств;
- высокая стоимость в эксплуатации: для их обслуживания (отладка, проверка, ремонт) требуется высококвалифицированный инженерно-технический состав и соответствующее оборудование.

Возрастание с течением времени погрешностей ГСП приводит к тому, что до 90 % суммарного отклонения параметров реализованной орбиты выведения КА от их расчетных значений обусловлены ошибками навигационной системы. Выведение на высокие круговые (например, навигационные КА), высокоэллиптические, переходные к геостационарной и геостационарные орбиты характеризуется длительными (от 5 ч и

более) многоимпульсными (более двух включений двигательной установки) схемами выведения. Постепенно накапливаясь, ошибки ГСП к концу формирования целевой орбиты доходят до многих десятков километров по координатам и соответствующим им отклонениям по проекциям вектора скорости. Это, в свою очередь, приводит к значительным отклонениям параметров фактической орбиты от их номинальных значений.

Помимо этого, применение ГСП влияет и на другой важнейший параметр, характеризующий эффективность ракетно-космического комплекса в целом, — максимальную массу полезной нагрузки, которая потенциально может быть выведена конкретным ракетным комплексом. Это связано с тем, что при выборе схемы выведения зачастую выбирается не оптимальная с точки зрения энергетики схема, а схема с минимальной продолжительностью, обеспечивающая приемлемые точностные характеристики.

Системы управления перспективных РН, помимо расширения круга решаемых задач, должны выполнять их на более качественном уровне, с более высокой точностью. Традиционные же системы, построенные на базе ГСП, практически исчерпали резервы своего совершенствования. Учитывая их высокую стоимость и сложность, необходимо разрабатывать альтернативные системы управления.

Эти системы управления целесообразно создавать как унифицированные, допускающие их использование в составе ракет-носителей разного класса, предназначенных для выведения КА различного назначения на возможно более широкий класс орбит — от низких околоземных до геостационарных.

В качестве базы таких систем может использоваться бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС).

К числу потенциальных преимуществ БИНС по сравнению с ГСП можно отнести:

- меньшие размеры, массу и энергоемкость;
- существенное упрощение механической части системы и ее компоновки;
- отсутствие ограничений по углам разворота;

— повышение универсальности системы, поскольку переход к определению тех или иных параметров навигации осуществляется алгоритмически;

— упрощение решения задачи резервирования и контроля работоспособности системы и ее элементов.

Вместе с тем при создании БИНС возникают принципиальные трудности, главными из которых являются:

— разработка чувствительных элементов (ЧЭ) (гироскопов и акселерометров), обладающих широким диапазоном измерений и приемлемой точностью в условиях их жесткого крепления на борту объекта;

— разработка бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ), обладающих высокой производительностью (быстродействием), и их математического обеспечения.

Если достижения науки и техники в области вычислительной техники снимают какие-либо ограничения по разработке БЦВМ, то относительно чувствительных элементов имеются серьезные трудности с их разработкой и изготовлением. В связи с этим сроки разработки и стоимость таких систем весьма значительны.

Снизить сроки разработки, стоимость и габаритно-массовые характеристики БИНС позволяет использование в качестве ЧЭ сенсоров на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС). Однако эти чувствительные элементы не позволяют в чисто инерциальном режиме обеспечить приемлемые точностные характеристики системы управления.

Приемлемая точность выведения может быть обеспечена посредством комплексирования разнородных навигационных систем — недорогих БИНС на основе МЭМС-датчиков и аппаратуры потребителей информации от глобальных навигационных спутниковых систем (АП ГНСС) ГЛОНАСС/GPS.

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА + АП ГНСС СИСТЕМЫ

Благодаря различной физической природе и различным принципам формирования навигационного алгоритмического обеспечения, спут-

никовые и инерциальные навигационные системы хорошо дополняют друг друга. Их совместное использование позволяет, с одной стороны, ограничить рост погрешностей БИНС и, с другой стороны, снизить шумовую составляющую ошибок АП ГНСС, повысить темп выдачи информации бортовым потребителям, существенно поднять уровень помехозащищенности. Отклонения параметров фактической орбиты от их номинальных значений в таких системах определяются в основном точностными характеристиками АП ГНСС.

В настоящее время используется комплексирование навигационных и спутниковых систем в четырех основных вариантах:

- раздельная схема,
- слабо связанная схема,
- жестко связанная схема,
- глубоко интегрированная система.

После анализа вариантов комплексирования для рассматриваемой астроинерциальной интегрированной навигационной системы (АИНС) была выбрана жестко (сильно) связанная схема. АП ГНСС используется с функцией определения углов пространственной ориентации РН. Отличительной особенностью жестко связанной схемы является использование АП ГНСС в кольцах поиска и слежения за кодом, несущей и фазой информации о расчетных псевдодальностях и псевдоскоростях, получаемых от БИНС. Это позволяет существенно улучшить устойчивость слежения при осуществлении маневров и снизить время восстановления работы приемника в случае потери сигналов навигационных спутников, что расширяет области возможного применения рассматриваемой системы.

В работах [1—4] приведены материалы сравнительной оценки различных схем комплексирования между собой. В частности, показано, что при одной и той же точности БИНС на двадцатой минуте автономного полета сильно связанная схема дает в 1.5...2 раза меньшие ошибки определения координат, чем слабо связанная схема. Такие системы хорошо работают при полетах на высотах до 2000...3000 км, т. е. в непрерывном радионавигационном поле спутниковых навигационных систем.

В состав базовой структуры, используемой при выведении КА на низкие околоземные орбиты ($H \leq 2000...3000$ км), входят:

- бесплатформенная инерциальная навигационная система, использующая в своем составе чувствительные элементы, выполненные по МЭМС-технологии;
- АП ГНСС с функцией определения пространственной ориентации.

Приведенный состав базовой структуры позволяет определять навигационные параметры и идентифицировать погрешности БИНС после каждого этапа коррекции. Это позволяет получить достаточно точное предсказание углов ориентации, скорости и местоположения объекта в случае потерь сигналов GPS, а также удобную форму компенсации ошибок в реальном времени.

При нормальной работе АП ГНСС является основным источником навигационной информации. При этом показания БИНС постоянно (с частотой выдачи информации АП ГНСС) сравниваются с данными АП ГНСС и производится идентификация параметров модели ошибок БИНС. Когда сигналы навигационных спутников (НС) пропадают, система переходит в режим прогноза, и навигационную информацию получают от БИНС. В этом случае показания БИНС корректируют в соответствии с алгоритмом прогноза по модели ошибок. Когда приемник восстанавливает связь со спутниками, его измерения сглаживают, и продолжают оценивать по ним ошибки БИНС.

При разработке бесплатформенной инерциальной навигационной системы повышенное внимание уделялось обеспечению надежности. Принципы построения БИНС позволяют получать достоверную информацию о параметрах движения даже в случае частичной потери работоспособности оборудования. Структура БИНС представлена на рис. 1.

Источниками информации о параметрах движения являются три идентичных независимых измерительных канала, в каждый из которых входит отдельный ЧЭ — трехосевой датчик угловой скорости (ДУС) и трехосевой акселерометр, а также контроллер цифровой обработки сигналов ЧЭ. В процессоре цифровой обработ-

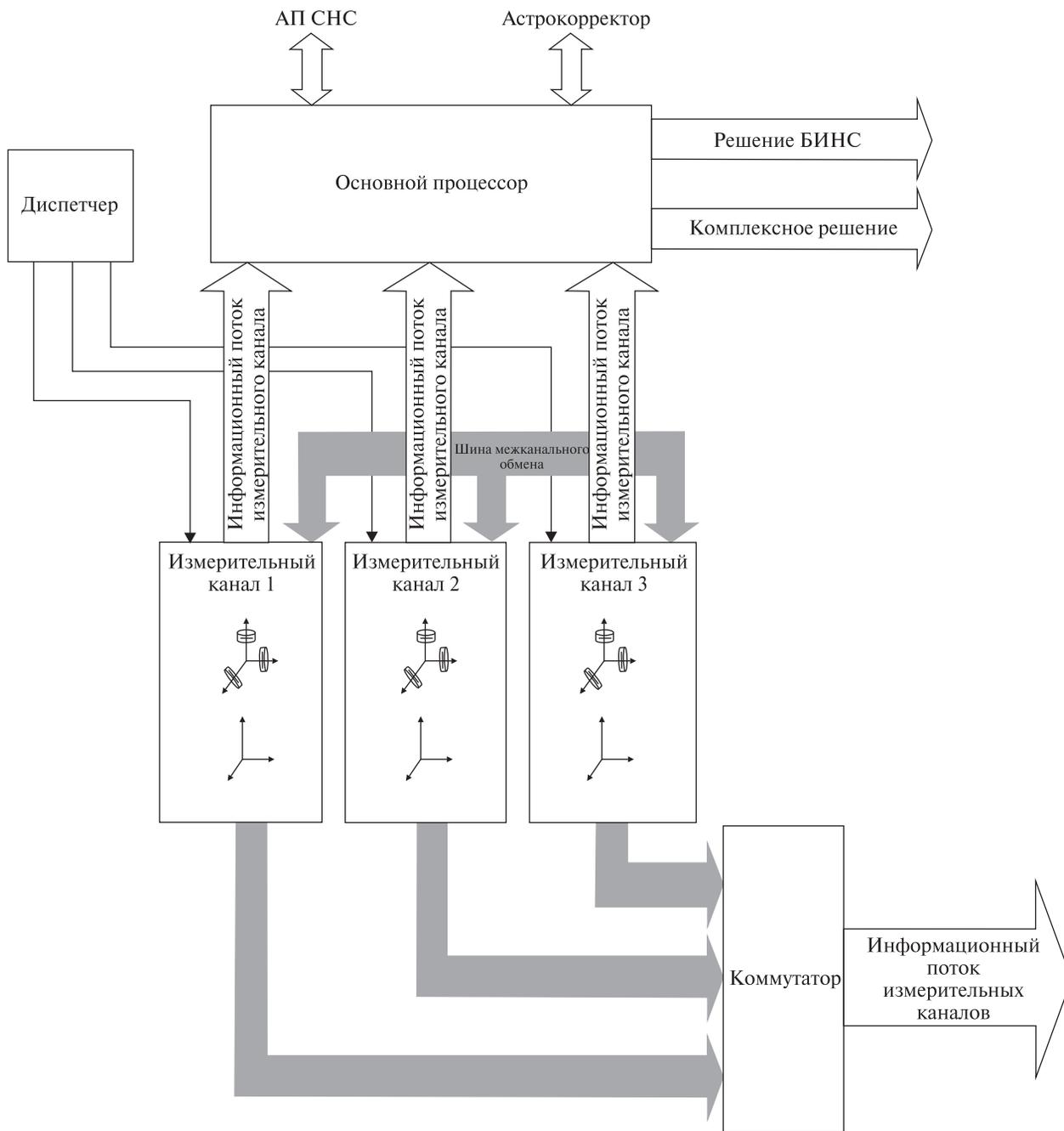


Рис. 1. Структура бесплатформенной инерциальной навигационной системы

ки сигнала производится фильтрация первичной измерительной информации ЧЭ. Кроме этого, используя записанные в энергонезависимую память данные калибровок, производится: алгоритмическая компенсация температурной

зависимости датчиков; компенсация влияния воздействия линейных ускорений на показания микромеханических ДУС; учет перекрестных связей, вызванных неперпендикулярностью осей чувствительности датчиков относительно

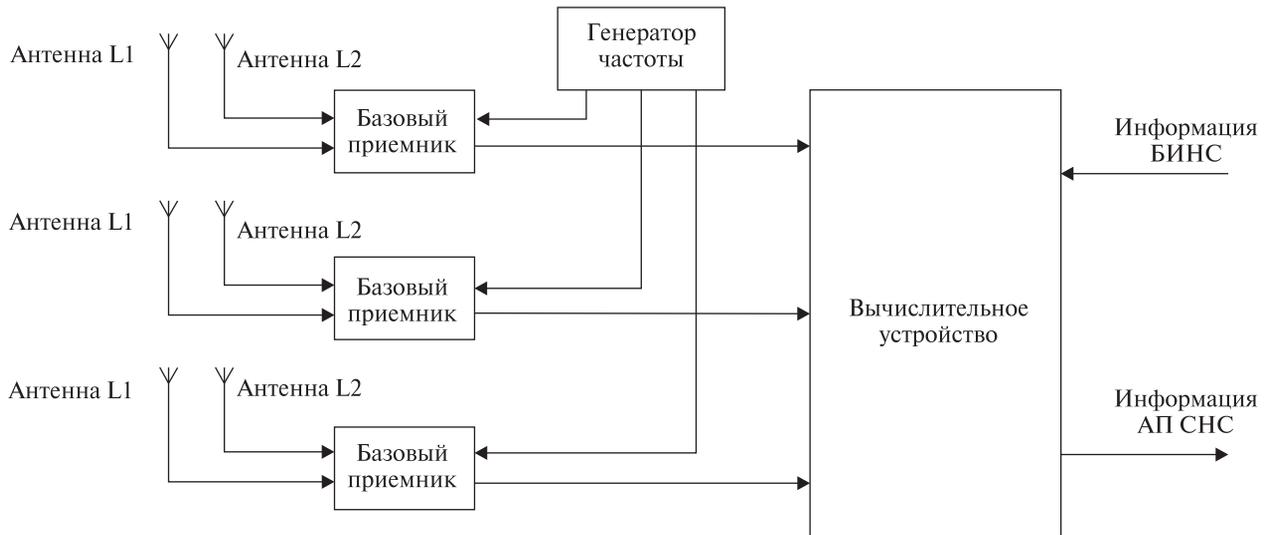


Рис. 2. Структура аппаратуры потребителей информации от глобальных навигационных спутниковых систем (АП ГНСС)

базовой поверхности корпуса прибора; компенсация смещения нулевого сигнала; частичная компенсация случайного ухода ЧЭ; учет фактических значений масштабных коэффициентов.

Основными компонентами математического обеспечения базовой структуры инерциально-спутниковой навигационной системы, которые решаются в основном процессоре, являются алгоритмы навигации и определения ориентации, коррекции «расчетной платформы», вектора состояния и углов ориентации, а также алгоритм прогноза вектора состояния и ориентации ракеты.

Принцип определения ориентации по измерениям АП ГНСС основан на измерении и сравнении фаз несущих сигналов НС, поступающих на разнесенные антенны АП ГНСС, установленные на РН. Зная координаты антенн в связанной системе координат, направления на НС в гринвичской системе координат, и измеряя фазовые сдвиги сигналов от нескольких НС, принимаемых на разные антенны, можно определить ориентацию РН в гринвичской системе координат.

Структура АП ГНСС с функцией определения пространственной ориентации приведена на рис. 2.

В АП ГНСС с функцией определения пространственной ориентации применяются двух-

частотные (L1, L2) двухсистемные (GPS и ГЛОНАСС) базовые приемники бортовой аппаратуры потребителей информации от спутниковых навигационных систем. Приемники сигналов НС работают от единого генератора частоты в одной строго совпадающей шкале времени. Использование единого генератора частоты требуется для существенного упрощения решения задачи определения пространственной ориентации. Верхний по схеме приемник является ведущим, а оба нижних — ведомыми. Ведущий приемник навязывает ведомым момент взятия измерений, таким образом, также упрощается задача приведения приемников к одному времени.

Приемники отдают измерения в вычислительное устройство. Также в вычислительное устройство поступает информация от БИНС (линейные скорости и ускорения, угловые ускорения, углы пространственной ориентации). Вычислительное устройство готовит полученную от БИНС информацию и передает ее в базовые приемники. Базовые приемники учитывают данную информацию в кольцах поиска и слежения за кодом, несущей и фазой. Используя измерения от базовых приемников, а также априорную информацию об углах пространственной ориентации от БИНС, вычислительное

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Для выведения на более высокие орбиты ($H > 2000...3000$ км) необходимо информацию БИНС комплексировать с информацией иного источника внешней информации, например, с информацией астрокорректора. Структура такой системы показана на рис. 3.

Это связано с тем, что на траекториях выведения высокоорбитальных КА, и в частности геостационарных (ГСО), измерения АП ГНСС могут проводиться только по «обратным» НС (рис. 4).

Точность формируемой по «обратным» НС оценки траектории РН существенно зависит от числа одновременно видимых НС, которое, в свою очередь, определяется шириной диаграммы направленности антенн спутников GPS и ГЛОНАСС, для которой сигналы НС устойчиво захватываются и отслеживаются АП ГНСС. Величина этого угла зависит от коэффициен-

та усиления сигнала приемными антеннами и чувствительности АП ГНСС. Для достигнутых в настоящее время значений чувствительности АП ГНСС на геостационарных орбитах ширина диаграммы направленности антенн спутников GPS составляет 21° , что соответствует максимальной высоте линии визирования НС — АП ГНСС над поверхностью Земли 2500 км. Поэтому при взаимном расположении РН и НС, когда высота линии визирования НС относительно Земли меньше 2500 км, сигналы НС отслеживаются АП ГНСС, а при $H > 2500$ км измерения АП ГНСС не выполняются, т. е. НС считается видимым, если он находится в пригоризонтном кольце Земли шириной 2500 км (рис. 5).

Ширина кольца видимых НС зависит от чувствительности АП ГНСС. Повышением чувствительности АП ГНСС можно расширить это кольцо примерно до 3000 км, оставаясь в пределах основного лепестка диаграммы направленности антенны НС. В настоящее время в разных странах ведутся исследования возмож-

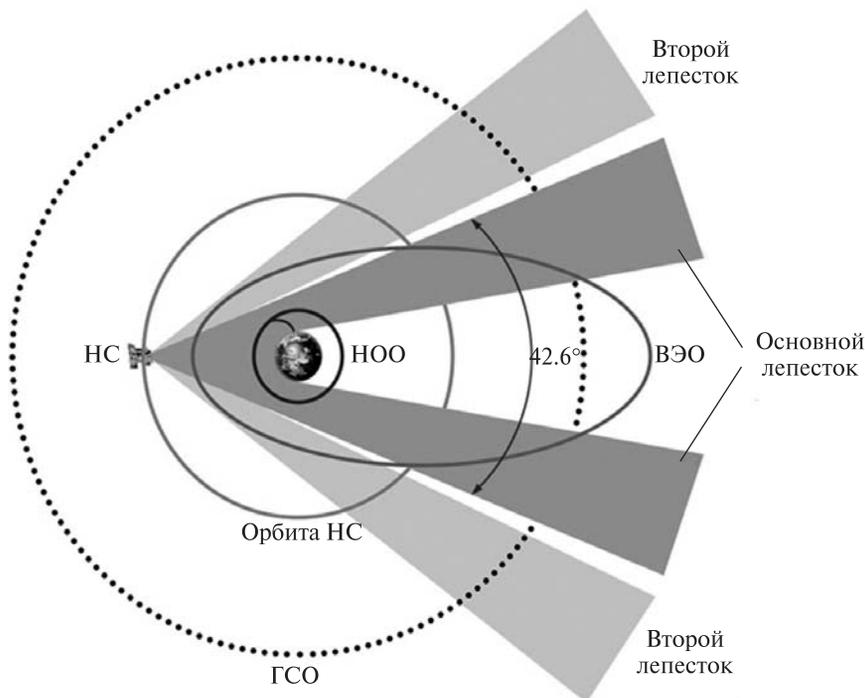


Рис. 4. Диаграммы направленности НС (НОО — низкая околоземная орбита, ВЭО — высокоэллиптическая орбита, ГСО — геостационарная орбита)

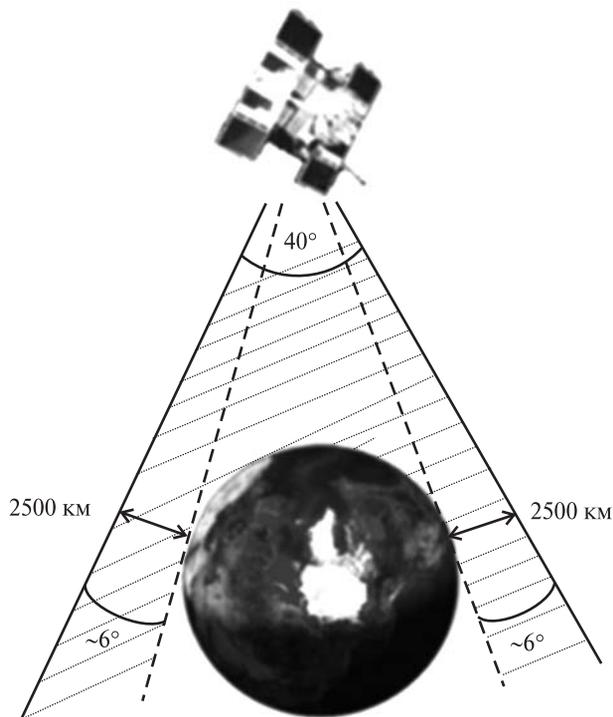


Рис. 5. Видимость НКА

ности работы по второму лепестку диаграммы направленности антенны GPS (рис. 4). В этом случае на значительной части траектории число видимых спутников GPS лежит в диапазоне от 4 до 6. Поэтому навигация может выполняться по одномоментным измерениям так же, как и при выведении КА на низкие околоземные орбиты. При этом точность навигации может достигать 20 м по положению и от 1 до 2 см/с по скорости. Реализация аппаратуры АП ГНСС, работающей по второму лепестку диаграммы направленности НС, требует разработки сложной и громоздкой антенны АП ГНСС, что приведёт к значительному увеличению веса системы и ее стоимости. Поэтому рассматривается двухчастотная АП ГНСС с оптимизированными по массе и площади приемными антеннами, работающими по сигналам НС, линия визирования которых лежит в пригоризонтном кольце Земли шириной 2500 км. А высокая точность формируемой оценки траектории обеспечивается не за счет аппаратного усложнения системы, а благодаря созданию программного обеспечения, реализу-

ющего высокую точность динамической фильтрации измерений АП ГНСС.

Ограничение высоты работы астрокорректора ($H > 2000...3000$ км) позволяет снизить требования к нему в части диапазона рабочих угловых скоростей (на этих высотах отсутствуют маневры РН), входного отверстия объектива, фокусного расстояния и других конструктивно-компоновочных характеристик астрокорректора, что, в свою очередь, приводит к снижению стоимости астрокорректора.

По информации АП ГНСС определяются кинематические параметры РН, а информация об углах ориентации поступает от АК. Использование звезд как ориентиров дает возможность получения наиболее точного отсчета углового положения РН в пространстве. Астрокорректор имеет потенциальную возможность обеспечить максимальную абсолютную точность определения ориентации в пространстве, определяемой приборной погрешностью датчика и погрешностью знания (определения) положения звезд в существующем каталоге звездного неба. Звезды являются точечными источниками света, это позволяет получить предельную точность отсчета углов, определяемую только используемыми техническими средствами. При этом способе алгоритм, обрабатывающий данные астровизирования, одновременно принимает данные алгоритма определения гироориентации РН. На момент фиксации данных астродатчиков определяется разность между астро- и гироориентациями РН в виде поправочного кватерниона.

Выведение на орбиты ВЭО, ПГСО и ГСО характеризуется наличием длительных участков пассивного полета, которые могут использоваться для проведения калибровок дрейфов ДУС, входящих в состав БИНС.

Алгоритмы калибровки ДУС реализованы для эквивалентной модели его погрешностей, приведенной к ортогональным осям приборной системы координат прибора. Эти калибровки осуществляются в режиме постоянной ориентации РН в инерциальном пространстве. Режим начинается с приема точного кватерниона астроориентации в качестве начального условия. Затем на протяжении всего интервала калибров-

ки выполняются астроопределения и вычисляются кватернионы астропоправок к гироориентациям. На протяжении всего режима производится накопление астропоправок. По истечении времени, отведенного на выполнение режима калибровки дрейфов, вычисляются поправки к угловым скоростям уходов ДУС.

Учет полученных поправок производится их прибавлением к тем значениям систематических дрейфов ДУС, которые были заданы в начале режима и учитывались в процессе счисления гироориентаций и в алгоритме прогноза ориентации РН.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена возможность комплексирования различных навигационных систем и предложена астроинерциальная интегрированная навигационная система, которая может быть использована в составе систем управления ракет-носителей широкого класса.

1. Пошехонов В. Г., Шарыгин Б. Л., Миронов К. В. Единая система инерциальной навигации и стабилизации «Ладога-М» // Морская радиоэлектроника. — 2003. — № 1 (4). — С. 26—30.
2. Резниченко В. И., Лапшина В. И. Организация взаимодействия спутниковых и автономных средств морских объектов. — СПб.: ГНИНГИ РФ, 2004.
3. Pervan B., Pullen S. P., Christie J. R. A multiple hypothesis approach to satellite navigation integrity // Navigation. — 1998. — 45, N 1. — P. 61—84.
4. Windl J., et al. Flight and landing trials with combined DGPS/DGLONASS/INS system for dynamic maneuvers and precision landings // ION GPS-98 Proc. — Nashwill, 1998.

Статья поступила в редакцию 16.01.16

REFERENCES

1. Poshehonov V. G., Sharygin B. L., Mironov K. V. Unified system of inertial navigation and stabilization of "Ladoga-M". Marine electronics, No. 1 (4), P. 26—30 (2003) [in Russian].

2. Reznichenko V. I., Lapshina V. I. Organization of interaction of satellite and autonomous facilities of the marine objects. (GNINGI RF, SPb, 2004) [in Russian].
3. Pervan B. S., Pullen S. P., Christie J. R. A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity. *Navigation*, 45 (1), 61—84 (1998).
4. Windl J., et al. Flight and Landing Trials with combined DGPS/DGLONASS/INS System for Dynamic Maneuvers and Precision Landings. *ION GPS-98 Proc.* (Nashwill, 1998).

О. В. Дегтярев¹, О. Л. Макаров¹, С. О. Давиденко¹,
В. Л. Тихонов¹, А. Г. Лауш²

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

² Товариство з обмеженою відповідальністю «Навіс-Україна», Сміла

АСТРОІНЕРЦІАЛЬНА ІНТЕГРОВАНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

Розглянуто можливість комплексування різних навігаційних систем і пропонується астроінерціальна інтегрована навігаційна система, яку можна використовувати у складі систем керування ракет-носіїв широкого класу.

Ключові слова: безплатформна інерціальна навігаційна система (БІНС), чутливі елементи на базі мікроелектромеханічних систем (МЕМС), апаратура споживачів інформації від глобальних навігаційних супутникових систем (АС ГНСС).

A. V. Degtyarev¹, A. L. Makarov¹, S. A. Davydenko¹,
V. L. Tykhonov¹, A. G. Laush²

¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

² Navis-Ukraine Limited Company

ASTROINERTIAL INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM

We discuss the possibility of interconnecting a variety of navigational systems and propose the astroinertial integrated navigation system, which can be used as a part of the control systems of various carrier rockets.

Keywords: Gimballess Inertial Navigation System (GINS), Sensitive elements on the basis of Microelectromechanical Systems (MEMS), Satellite Navigation System User Equipment (SN SUE).

В. И. Иванова, А. Д. Шептун

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

ОБЕСПЕЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ УСЛОВИЙ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ БЕЗ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ

Исследованы факторы, влияющие на отклонение от номинального значения местного солнечного времени восходящего узла солнечносинхронных орбит. Выведены соотношения для расчета поправки к базовому наклонению, которая обеспечивает минимизацию этого отклонения на интервале функционирования космического аппарата на орбите. Ввод поправки позволит свести к минимуму или исключить коррекции орбиты. Полученные теоретические результаты подтверждаются результатами наблюдения за реальными полетами КА «Океан-О» и «Egyptsat-1» разработки ГП «КБ «Южное».

Ключевые слова: солнечносинхронная орбита (ССО), наклонение ССО, условия дистанционного зондирования Земли, местное солнечное время узла орбиты, возмущение движения КА, влияние гравитации Солнца.

ВВЕДЕНИЕ

Количество запусков космических аппаратов (КА) на солнечносинхронные орбиты (ССО) неизменно растет, и в последнее десятилетие составляет 70 % от общего числа запусков на низкие околоземные орбиты и более 95 % — от числа запусков КА с задачами дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Широкое применение ССО определяется ее главным свойством — почти неизменной ориентацией плоскости орбиты относительно направления на Солнце, характеризуемое углом χ (рис. 1) между проекцией радиуса-вектора среднего Солнца [1] на земной экватор и направлением из центра Земли на восходящий узел орбиты КА.

Угол χ , выраженный в часовой мере, называется местным среднесолнечным временем восходящего узла (МСВ ВУ) орбиты. Угол χ положительный при отсчете от направления на Солнце против часовой стрелки (по ходу вращения Земли вокруг своей оси) и изменяется в диа-

пазоне $-180^\circ \dots +180^\circ$ ($\chi < 0$ на рис. 1). Значению $\chi = 0^\circ$ соответствует МСВ ВУ 12 ч.

Свойство солнечносинхронности обеспечивается выбором наклонения в зависимости от высоты орбиты КА так, чтобы скорость прецессии плоскости орбиты была равна скорости движения видимого среднего Солнца по эклиптике ($\chi = \text{const}$). Это означает, что для невозмущенной ССО местное среднесолнечное время восходящего узла орбиты постоянно, а трасса КА со строго определенной периодичностью проходит над одними и теми же участками земной поверхности.

Для невозмущенной ССО $\chi = \text{const}$, однако угол, под которым освещается исследуемая (зондируемая) поверхность Земли, определяется не только этим углом, но и склонением Солнца, т. е. угловой высотой Солнца β_S относительно местного горизонта в одно и то же суточное время. Проанализируем, почему на всем интервале функционирования КА на орбите важна стабильность именно МСВ ВУ.

Рассмотрим интервал времени в несколько суток. Солнечносинхронные орбиты, как правило,

имеют цикл изомаршрутности (повторяемости) трассы 3...16 сут. За такой интервал времени β_S в средних широтах в весенний/осенний период (скорость изменения β_S максимальна) изменится не более чем на 1...5°, поэтому условия освещенности зондируемой поверхности в одно и то же местное время в течение нескольких десятков суток можно считать одинаковыми. При постоянном МСВ ВУ снимки исследуемой поверхности с периодичностью цикла изомаршрутности для ССО будут точно совместимы по времени и близки по условиям освещенности (с точностью до 5°), что, очевидно, является полезным фактором при их обработке и анализе.

Если бы свойство не нарушалось на всем интервале функционирования КА на орбите (современные спутники ДЗЗ функционируют 3...7 лет), то каждый год снимки одной и той же поверхности в одни и те же даты оставались бы совместимыми по местному времени и условиям освещенности, что важно для фиксирования годовых изменений.

Что касается наблюдений в разные сезоны одного года, то разность значений угла места Солнца является фактором объективным и непреодолимым. Однако сравнение условий освещенности зимой и летом, когда в одно и то же суточное время разность угловой высоты Солнца над горизонтом максимальна, еще более наглядно показывает функциональную важность стабильности МСВ ВУ. Так, солнечное время выведения КА на орбиту часто выбирается из условия, чтобы съемка зондируемой поверхности велась в утренние часы (по статистике в утренние часы облачность менее вероятна, а атмосфера более прозрачна), но не слишком рано, чтобы обеспечить достаточный уровень освещенности в зимний период. Как правило, МСВ ВУ не увеличивают до 11...12 ч из-за невозможности для такой орбиты постоянной работы астроизмерительной системы, устанавливаемой на теневой стороне КА, и ориентированной на звезды: Земля будет закрывать звезды для этой системы на большей части витка. Поэтому солнечное время полета КА над зондируемой поверхностью, как правило, выбирается в диапазоне 10 ч 00 мин — 10 ч 30 мин. При стабильности такого МСВ ВУ

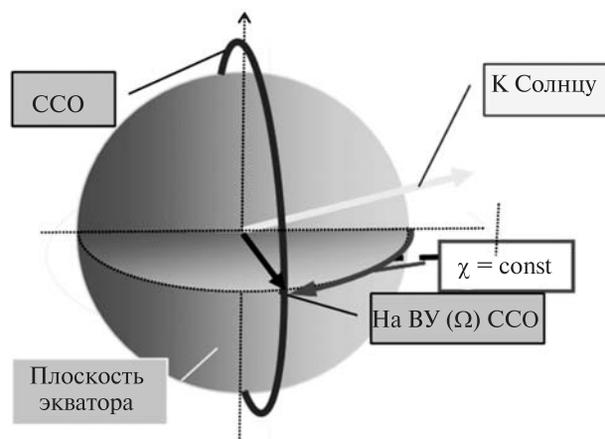


Рис. 1. К определению солнечносинхронных орбит

получение снимков в зимний период будет обеспечено, хотя и под другим углом освещения по сравнению с летним периодом. В случае же ухода МСВ на $-1.5 \dots 2$ ч снимки будут не только не совмещены по времени, но получение изображения оптическими средствами станет проблематичным из-за сумерек.

Итак, объектом настоящего исследования является изменение МСВ ВУ ССО. Не нарушая общности рассуждений, ограничимся типовыми околокруговыми ССО высотой 500 ... 900 км.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Аналитическое соотношение для изменения прямого восхождения восходящего узла за виток ($\Delta\Omega$) известно в разных формах [4, 7], в зависимости от выбора констант, формы разложения гравитационного поля Земли, а также теоретической основы, на которой строится вывод соотношения. В работе [6] мы получили выражение для расчета скорости изменения Ω за виток полета КА по околокруговой орбите:

$$\Delta\Omega = 3\pi \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 C_{20} \cos i, \quad (1)$$

где $r_e = 6378.14$ км — экваториальный радиус земного эллипсоида, r — средний на витке радиус околокруговой орбиты КА, i — наклонение орбиты КА, $C_{20} \approx -1.0826 \cdot 10^{-3}$ — коэффициент второй зональной гармоники в разложении гравитационного поля Земли. При выводе выражения (1) мы использовали форму разложения

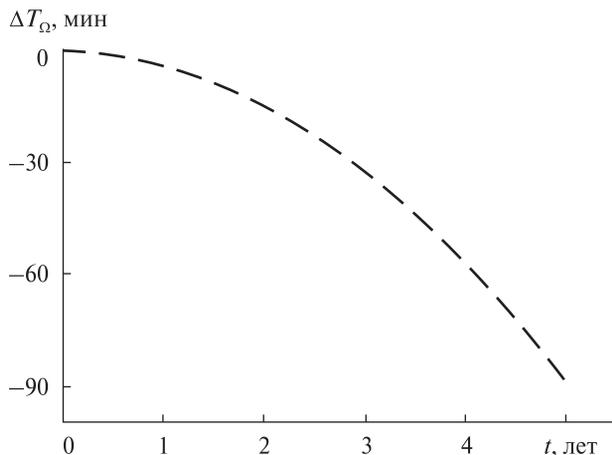


Рис. 2. Фактическое изменение МСВ ВУ в течение времени орбитального полета КА «Океан-О»

гравитационного поля Земли в общем виде (как в работе [8]) и теорему об изменении кинетического момента (отличным от других авторов методом).

По определению солнечносинхронности соотношение между высотой и наклоном должно быть таким, чтобы $\Delta\Omega = \Delta\theta_S$, где $\Delta\theta_S = \omega_S T_{dr}$ — угловое смещение видимого среднего экваториального Солнца за драконический период обращения КА (T_{dr}) по орбите,

$$\omega_S = \frac{2\pi}{365.254 \cdot 86400} \text{ рад/с}$$

— угловая скорость видимого Солнца.

Приравняв соотношение (1) и $\Delta\theta_S$, получим формулу для расчета величины i_0 наклона круговой ССО, которую назвали базовым наклоном:

$$i_0 = \arccos\left(\frac{\omega_S T_{dr} r^2}{3\pi C_{20} r_e^2}\right). \quad (2)$$

Соотношения, эквивалентные (2), были основой методики расчета наклонов солнечносинхронных орбит КА «Ресурс», «Метеор», «Океан-О», «Сич-2» и др. Проблема эволюции параметров и нарушения солнечносинхронности для орбит этих КА решалась корректирующими маневрами с помощью двигательных установок.

Авторы настоящей статьи задались вопросом: «можно ли учесть при расчете начальных параметров ССО основные возмущения, влияющие на нарастающее отклонение МСВ ВУ, сведя это отклонение на временном интервале функционирования КА к минимуму и тем самым минимизировав энергетические затраты на коррекцию орбиты?». Подобная задача была сформулирована и решена для геостационарной орбиты — для минимизации смещений КА по широте начальные значения прямого восхождения восходящего узла и наклона выбираются в зависимости от положения Луны как основного возмущающего фактора на дату запуска КА [5]. Вопрос для ССО впервые был сформулирован авторами по результатам наблюдений в баллистическом центре при ГП «КБ «Южное» за орбитальным полетом КА «Океан-О».

КА «Океан-О» был запущен 1999 г. для исследования мирового океана на ССО высотой 700 км с МСВ ВУ 22 ч 30 мин (МСВ НУ — 10 ч 30 мин). Из-за неполадок в системе ориентации коррекция параметров орбиты была невозможна, и специалисты баллистического центра имели возможность наблюдать «естественную» эволюцию параметров и характеристик орбиты. Отклонение от номинального значения МСВ ВУ орбиты КА «Океан-О» в течение пяти лет представлены на рис. 2. График показывает, что МСВ убывало монотонно, и отклонение к концу пятилетнего периода наблюдений составило около 1.5 ч.

Целью исследования стало выявление основных факторов, влияющих на вековое возмущение (изменение) МСВ ВУ, количественная оценка этого влияния для типовых орбит, а также вывод соотношения для расчета поправки к базовому наклону ССО.

Отдельным аспектам исследования посвящены работы [2] и [6]. В работе [6] основное внимание уделено выбору метода исследования и выведены соотношения для расчета вековых возмущений наклона в зависимости от номинального значения МСВ ВУ ССО. В работе [2] анализируется влияние на возмущение МСВ ВУ ошибок выведения КА на орбиту. Настоящая статья представляет собой обобщение указанных работ, дополняет их подробным анализом влияния атмосферы на нарушение солнечносинхронности, а также результатами апробации полученных конечных соотношений.

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА НАРУШЕНИЕ СОЛНЕЧНОСИНХРОННОСТИ

Из соотношения (1) следует, что отклонение скорости изменения прямого восхождения восходящего узла (а значит и отклонение МСВ ВУ) от номинального значения определяется изменением номинального соотношения между радиусом r и наклоном i орбиты. Проанализируем факторы, вызывающие вековые изменения этих параметров орбиты, обозначив вариацию радиуса за виток через δr , вариацию наклона — через δi .

Эволюция высоты ССО. Главным фактором, влияющим на вековое изменение (уменьшение) радиуса околокруговых орбит, является атмосферное торможение. Исходя из выражения (1), для первого витка движения КА скорость смещения восходящего узла изменится за счет уменьшения радиуса на величину

$$\delta(\Delta\Omega) = 3\pi C_{20} \cos i r_e^2 \left[\left(\frac{1}{r_0 - \delta r} \right)^2 - \left(\frac{1}{r_0} \right)^2 \right],$$

где r_0 — начальный радиус орбиты. Из этого выражения следует, что под действием атмосферы скорость прецессии плоскости орбиты увеличивается, следовательно, увеличивается и МСВ ВУ.

Приняв на рассматриваемом интервале движения КА среднюю величину δr постоянной, на n -м витке получаем

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi C_{20} \cos i r_e^2 \left[\left(\frac{1}{r_0 - \delta r \cdot n} \right)^2 - \left(\frac{1}{r_0} \right)^2 \right].$$

Проинтегрировав по n , получим суммарно за N витков значение угла $\Delta\chi(N)$, определяющего изменение МСВ ВУ:

$$\begin{aligned} \Delta\chi(N) &= \int_0^N \delta(\Delta\Omega)_n dn = \\ &= 3\pi C_{20} \cos i \cdot \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 \frac{\delta r \cdot N^2}{r_0 - \delta r \cdot N}. \end{aligned} \quad (3)$$

При вычислениях в формулу (3) следует подставлять модуль δr , а изменение угла χ через N витков вычислять из выражения $\chi = \chi_0 + \Delta\chi(N)$.

Скорости уменьшения среднего радиуса орбиты δr зависит от плотности атмосферы и бал-

листического коэффициента КА. Плотность, в свою очередь, зависит от высоты полета КА и уровня солнечной активности $F_{10,7}$. Значение баллистического коэффициента k_b для спутников ДЗЗ, как правило, составляет

$$k_b = C_x S_m / m = 0.01 \dots 0.025 \text{ м}^2/\text{кг},$$

где C_x — аэродинамический коэффициент, S_m — площадь миделя, m — масса.

Сначала оценим вклад уменьшения высоты орбиты на изменение МСВ ВУ КА «Океан-О»: баллистический коэффициент КА составляет $k_b = 0.011 \text{ м}^2/\text{кг}$; средняя высота начальной орбиты — 680 км; среднегодовой уровень солнечной активности в год запуска $120 \cdot 10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \text{Гц}^{-1}$ с прохождением максимума ($200 \cdot 10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \text{Гц}^{-1}$) в 2002 г.

Согласно оценке, полученной численным интегрированием уравнений движения и подтвержденной наблюдениями, средний радиус орбиты уменьшился за три года на 10 км, а за пять лет — на 14 км, т. е. в среднем на 5-летнем интервале изменение за один виток составило: $\delta r = -5.19 \cdot 10^{-4} \text{ км}$. Из выражения (3) видно, что если бы на движение КА «Океан-О» действовало только атмосферное торможение, за три года угол χ увеличился бы на $\Delta\chi \approx 1.3^\circ$, а МСВ ВУ на 5 мин, а за пять лет — на 3.6° и 14 мин соответственно. Но по результатам наблюдений (рис. 2) МСВ ВУ уменьшилось за три года на 30 мин, а за пять лет — на 1.5 ч. Следовательно, основное возмущение МСВ ВУ орбит высотой 700 км при $k_b \sim 0.01 \text{ м}^2/\text{кг}$ определяется не уменьшением высоты за счет атмосферного торможения, а эволюцией наклона за счет других факторов (см. ниже). Суммарный вклад этих факторов примерно в семь раз больше, чем вклад атмосферного торможения.

Для оценки влияния уменьшения высоты ССО на изменение МСВ ВУ и определения диапазона применимости выведенных конечных соотношений проанализируем весь рассматриваемый диапазон высот и баллистических коэффициентов при предельных (минимальном и максимальном) начальных значениях уровня солнечной активности.

По результатам интегрирования уравнений движения КА получены оценки снижения Δr

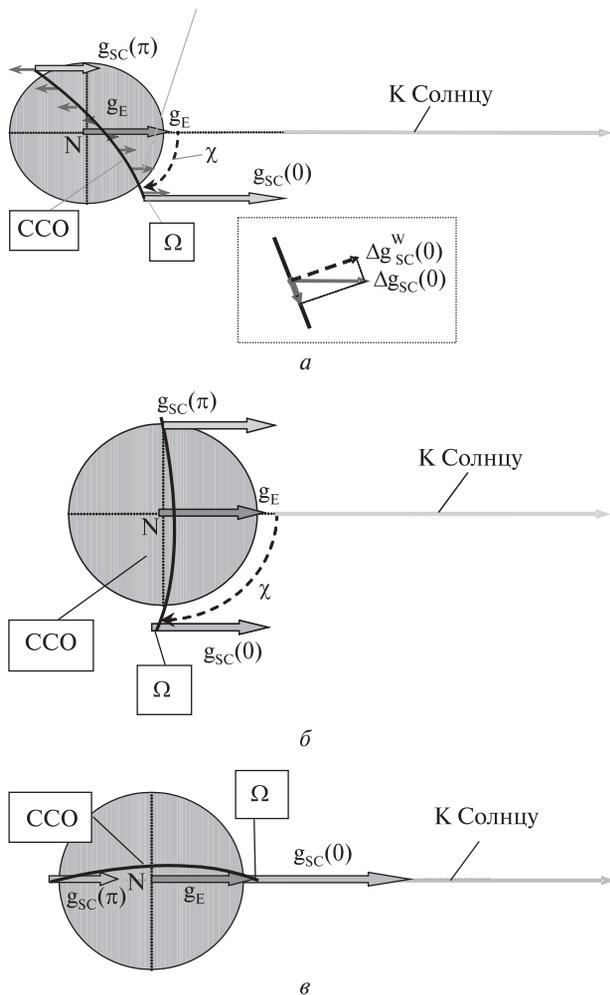


Рис. 3. Поле возмущающих ускорений $\Delta g_{SC}(u) = g_{SC}(u) - g_E$ от действия гравитационного поля Солнца в проекции на плоскость экватора: а — случай $\chi \approx -45^\circ$, б — $\chi \approx 90^\circ$, в — $\chi \approx 0^\circ$ (см. текст)

Изменение среднего радиуса солнечносинхронной орбиты Δr за три и пять лет

$k_b, \text{ м}^2/\text{кг}$	$\Delta r, \text{ км}$				
	$h_0 = 500 \text{ км}$	$h_0 = 600 \text{ км}$	$h_0 = 700 \text{ км}$	$h_0 = 800 \text{ км}$	$h_0 = 900 \text{ км}$
<i>Изменение за три года</i>					
0.01	-12...п. с.	-2...-36	-0.5...-14	0...-5	0...-2
0.025	-37...п. с.	-5...-171	-1...-38	-1...-14	0...-6
<i>Изменение за пять лет</i>					
0.01	-35...п. с.*)	-6...-46	-2...-16	-1...-6	-0.4...-3
0.025	п. с.	-16...п. с.	-4...-46	-2...-16	-1...-7

Примечание. «п. с.» — прекращение существования ИСЗ (достижение высоты полета менее 120 км)

среднего радиуса околокруговых орбит при граничных значениях k_b и $F_{10,7}$ для 3- и 5-летнего интервалов прогнозирования (см. таблицу). Как видно, для области $h_0 = 500...600 \text{ км}$ уменьшение высоты орбиты за период функционирования КА значительное, вплоть до прекращения существования КА как ИСЗ. Очевидно, что для функционирования на таких орбитах КА должны быть снабжены двигательными установками для поддержания высоты, поэтому фактор влияния снижения высоты на нарушение солнечносинхронности для этих орбит исключается. Для $h > 600 \text{ км}$ влияние атмосферы на изменение МСВ ВУ мало: уменьшению высоты соответствует увеличение МСВ ВУ на 3-летнем интервале не более чем на 6 мин, а на 5-летнем — на 15 мин.

Таким образом, в выводе соотношения для расчета поправки к базовому наклонению можем принять на всем диапазоне высот и баллистических коэффициентов средний радиус ССО постоянным. Вносимая при этом погрешность в определение эволюции МСВ ВУ составит не более 15 мин на 5-летнем интервале прогнозирования.

Эволюция наклона ССО. Как известно, главными факторами, вызывающими вековое изменение наклона орбит, являются гравитационные поля Луны и Солнца. Несмотря на то что возмущающее ускорение от гравитационного поля Луны в 2.2 больше, чем от Солнца, для ССО в силу постоянной ориентации ее плоскости относительно направления Земля — Солнце гравитационное поле Солнца является основным

возмущающим фактором. Причем, как показано в работе [6], для ССО это влияние как прямое, так и опосредованное — через возмущение гравитационного поля Земли.

Прямое влияние гравитационного поля Солнца возникает из-за разности ускорений, сообщаемых Земле (\mathbf{g}_E) и космическому аппарату (\mathbf{g}_{SC}), проходящему в разных точках своей орбиты на разных расстояниях от Солнца.

На рис. 3, а в проекции на плоскость земного экватора черными стрелками показано поле возмущающих ускорений $\mathbf{g}_{SC}(u)$ для ССО при $\chi \approx -45^\circ$ (т. е. при МСВ ВУ 9 ч). В этом случае

$$g_{SC}(0) > g_E > g_{SC}(\pi),$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E.$$

Видно, что возмущающее ускорение максимально по модулю и противоположно по направлению в окрестностях узлов ССО и близко к нулю в окрестностях максимально удаленных от узлов точек. При этом возмущающее ускорение имеет составляющую $\Delta \mathbf{g}_{SC}^w(0)$, перпендикулярную к плоскости орбиты. Таким образом, это один из случаев максимального влияния гравитационного поля Солнца на наклонение ССО (такое же изменение i будет при $\chi \approx 45^\circ$, а при $\chi \approx \pm 135^\circ$ — равное по величине и противоположное по направлению).

На рис. 3, б показан случай $\chi \approx 90^\circ$, когда гравитационное поле Солнца почти не влияет на параметры орбиты, и ускорения, сообщаемые Земле и КА, во всех точках орбиты почти равны:

$$g_{SC}(0) \approx g_E \approx g_{SC}(\pi),$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E \approx 0.$$

На рис. 3, в показан случай $\chi \approx 0^\circ$, когда возмущение максимально, но оно реализовано в плоскости орбиты, а значит, не влечет ее (плоскости) разворот, т. е. не влияет на i и Ω :

$$g_{SC}(0) > g_E > g_{SC}(\pi),$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E \neq 0,$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}^w(0) = 0.$$

В предельных случаях, показанных на рис. 3, б, в, возмущений углового положения плоскости ССО нет. Однако на практике угол χ_0 ориента-

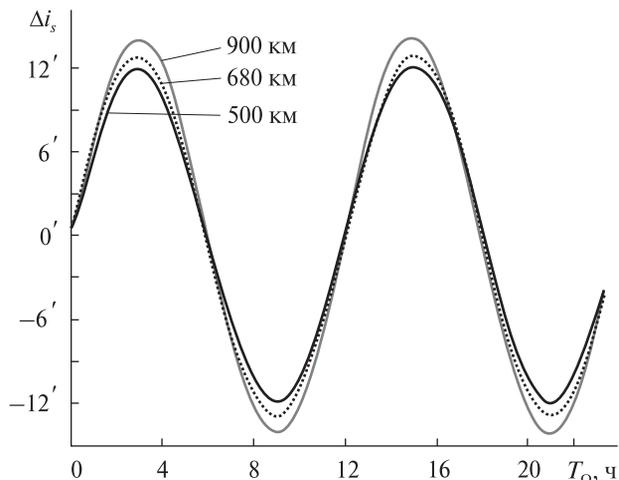


Рис. 4. Величина изменения наклона солнечносинхронных орбит за пять лет от гравитации Солнца в зависимости от номинального значения МСВ ВУ для орбит высотой 500, 680 (высота КА «Океан-О») и 900 км

ции плоскости орбиты КА относительно Солнца, как правило, отличен от 0 и 90° , т. е. имеет место возмущение наклона ССО.

В работе [3] приведены формулы для расчета величины δi для общего случая орбит, однако, учитывая особенности ССО, для анализа удобно соотношение для δi в зависимости от угла χ . Такое соотношение получено нами в работе [6]:

$$\delta i_S = \frac{4\mu_S r^3 \sin 2\chi \sin i_0}{\mu \rho_0^3}, \quad (4)$$

где μ_S, μ — гравитационные постоянные Солнца и Земли, ρ_0 — среднее расстояние Земля — Солнце.

Как следует из выражения (4), знак δi_S определяется знаком функции $\sin 2\chi$. На рис. 4 приведены изменения наклона Δi_S за пять лет в зависимости от номинального МСВ ВУ для разных высот.

Видно, что изменение наклона ССО под прямым влиянием гравитации Солнца:

- не имеет вековой составляющей, если МСВ ВУ равно 0, 6, 12 и 18 ч;

- достигает максимального изменения при МСВ ВУ, равном 3, 9, 15, 21 ч, и составляет на 5-летнем периоде 12—14' для диапазона высот 500—900 км;

- положительно (наклонение увеличивается) при МСВ ВУ 0...6 ч и 12...18 ч;
- отрицательно (наклонение уменьшается) при МСВ ВУ 6...12 ч и 18...24 ч;
- составляет $-9'$ за пять лет для ССО типа орбиты КА «Океан-О» (МСВ ВУ: 22 ч 30 мин).

На основе выражения (1) получим соотношение для оценки влияния вариации δi_s на изменение МСВ ВУ, проанализировав вариацию скорости изменения восходящего узла на n -м витке:

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 C_{20} [\cos(i_0 + \delta i_s \cdot n) - \cos i_0].$$

Для рассматриваемого класса орбит значение i_0 лежит в диапазоне $97...99^\circ$, поэтому выражение $\delta\Delta\Omega_n$ с приемлемой точностью можно линеаризовать:

$$\delta(\Delta\Omega)_n = -3\pi \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 C_{20} (\Delta + \delta i_s \cdot n - \Delta),$$

где $\Delta = i_0 - 90^\circ$, в результате получаем

$$\delta(\Delta\Omega)_n = -3\pi \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 C_{20} \delta i_s n.$$

Тогда изменение угла χ за N витков, в предположении постоянного значения (малого изменения) радиуса орбиты равно

$$\Delta\chi(N) = \int_0^N \delta(\Delta\Omega)_n dn = -3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 \delta i_s \frac{N^2}{2}. \quad (5)$$

Так как $C_{20} < 0$, то из выражения (5) следует, что при $\delta i_s < 0$ МСВ ВУ уменьшается, а при $\delta i_s > 0$ — увеличивается.

В соответствии с формулой (5) максимальное угловое смещение плоскости ССО за счет возмущения наклонения гравитационным полем Солнца для орбит из рассматриваемого диапазона составит 33° , или 2 ч 10 мин по МСВ ВУ.

Рассчитав по формуле (5) значение $\Delta\chi$ для орбиты КА «Океан-О», получим, что за пять лет угол χ должен был уменьшиться под действием гравитации Солнца на 16.7° , а МСВ ВУ — на 1 ч 06 мин 43 с, а не на 1 ч 30 мин, как по результатам наблюдений. Следовательно, еще на 20 мин ($\sim 30\%$ от прямого влияния гравитационного поля Солнца) МСВ ВУ изменилось за счет других факторов: опосредованного влияния

Солнца — через приливные явления на Земле и светового давления. Подробное исследование этих факторов и вывод соотношений для количественной оценки влияния является предметом отдельного исследования.

РАСЧЕТ ПОПРАВКИ К БАЗОВОМУ НАКЛОНЕНИЮ

Обозначим суммарную вековую составляющую возмущения наклонения за виток δi_s .

Характер кривой изменения МСВ ВУ близок к параболе и, как показано выше, определяется в основном суммарным возмущением наклонения ССО от гравитационного поля Солнца. Это позволяет сделать предположение, что введением поправки Δi_0 к базовому наклонению (2) можно получить симметричное отклонение МСВ ВУ относительно номинального значения на интервале функционирования КА, минимизировав модуль этого отклонения. Рассмотрим два критерия минимизации:

А) равенство по модулю отклонений МСВ ВУ разных знаков,

В) равенство интегральных отклонений разных знаков (см. рис. 5).

При начальном наклонении, равном сумме базового значения и поправки: $i_0 + \Delta i_0$, отклонение скорости изменения Ω от номинального значения на n -м витке движения КА принимает вид

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 C_{20} [\cos(i_0 + \Delta i_0 + \delta i_s \cdot n) - \cos i_0].$$

Аналогично выражению (5) получим, что к n -му витку угол χ отклонится от номинального значения на величину

$$\Delta\chi(n) = \int_0^n \delta(\Delta\Omega)_n dn = -3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0} \right)^2 \left(\Delta i_0 \cdot n + \delta i_s \frac{n^2}{2} \right). \quad (6)$$

Тогда означенные критерии минимизации запишутся в виде

$$A) |\Delta\chi(n^*)| = |\Delta\chi(N)|,$$

где n^* — точка экстремума функции $\Delta\chi(n)$, N — общее количество витков;

$$B) \int_0^N \Delta\chi(n) dn = 0.$$

По критерию А. Легко найти, что точка экстремума $n^* = -\Delta i_0 / \delta i_\Sigma$, а значение функции $\Delta\chi$ в этой точке равно

$$\Delta\chi(n^*) = 3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 \frac{\Delta i_0^2}{2\delta i_\Sigma}$$

Найдя корень уравнения относительно Δi_0 :

$$\frac{\Delta i_0^2}{2|\delta i_\Sigma|} = \left| \Delta i_0 \cdot N + \delta i_\Sigma \frac{N^2}{2} \right|,$$

получим конечные соотношение для расчета поправки к базовому значению наклоения для критерия А:

$$\Delta i_0 = (1 - \sqrt{2})\delta i_\Sigma N \approx -0.4142\delta i_\Sigma N. \quad (7)$$

По критерию В. Из уравнения

$$\int_0^N \Delta\chi(n) dn = -3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 \int_0^N \left(\Delta i_0 n + \delta i_\Sigma \frac{n^2}{2} \right) dn = 0$$

получим

$$\frac{\Delta i_0}{2} N^2 + \frac{\delta i_\Sigma}{6} N^3 = 0,$$

откуда соотношение для расчета поправки к базовому значению наклоения для критерия В запишется в виде

$$\Delta i_0 = -\frac{1}{3} \cdot \delta i_\Sigma N. \quad (8)$$

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ПОПРАВКИ К БАЗОВОМУ НАКЛОНЕНИЮ

В соответствии с выражениями (7) и (8) для минимизации отклонений МСВ ВУ при запуске КА «Океан-О», для орбиты которого среднее суммарное изменение наклоения за виток составило $-0.00045'$ ($-12'$ за пять лет), необходимо было бы назначить поправку к базовому наклоению $-5'$ или $-4'$ согласно критериям А и В соответственно. Тогда МСВ ВУ (при нулевой ошибке выведения по наклоению) на 5-летнем интервале изменялось бы как показано на рис. 6, кривые 2 и 3 соответственно. Максимальное отклонение составило бы всего ± 15 мин при минимизации по критерию А или $+10/-30$ мин при минимизации по критерию В вместо 1.5 ч при запуске КА с базовым наклоением i_0 (кривая 1 на рис. 6).

Правильность и эффективность предложенной методики была подтверждена при запуске КА «Egypstsat-1» разработки ГП КБ «Южное», на

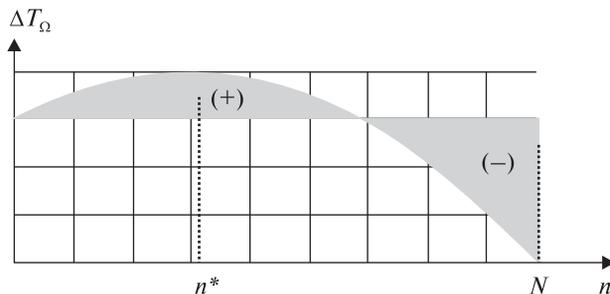


Рис. 5. Равенство среднеинтегральных отклонений МСВ ВУ разных знаков

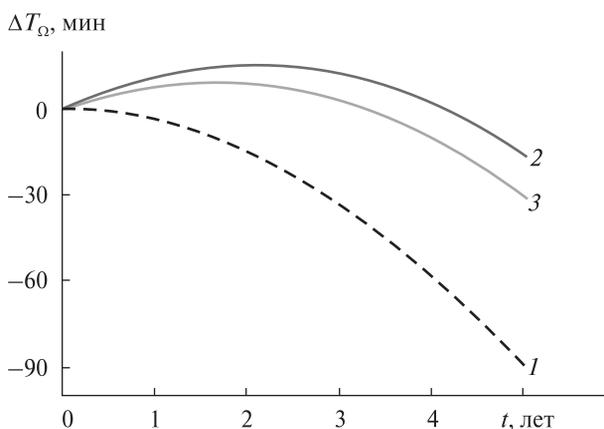


Рис. 6. Отклонение МСВ ВУ орбиты КА «Океан-О» при базовом наклоении i_0 (кривая 1) и с поправками $\Delta i_0 = -5'$ (кривая 2) и $\Delta i_0 = -4'$ (кривая 3)

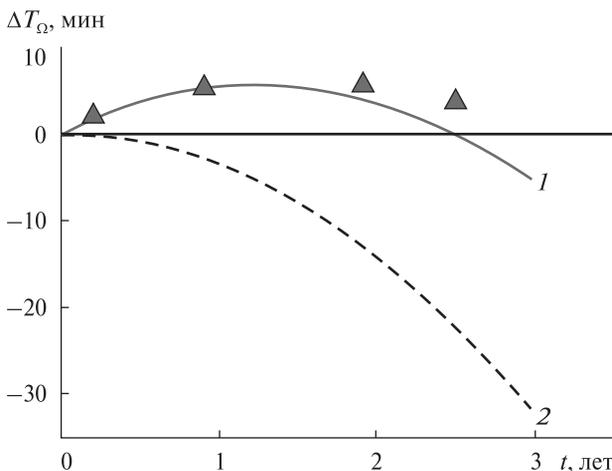


Рис. 7. Расчетное и фактическое отклонения МСВ ВУ КА «Egypstsat-1»

котором коррекции орбиты не предполагались. Значение начального наклонения ССО высотой 668 км было увеличено примерно на 3', исходя из критерия минимизации A и времени функционирования КА 3 года. При реализовавшейся малой погрешности выведения по наклонению наблюдаемые отклонения (треугольники на рис. 7) [http://celestrak.com/satcat/search.asp] оказались близкими к расчетным отклонениям МСВ ВУ (кривая 1). Как видно, максимальное отклонение МСВ ВУ на 3-летнем временном интервале составило 6 мин вместо 35 мин, если бы поправка не была введена (кривая 2 на рис. 6).

ВЫВОДЫ

Анализ влияния снижения высоты орбиты за счет атмосферного торможения на нарушение солнечносинхронности для типовых высот ССО и типового диапазона баллистических коэффициентов КА показал, что для орбит с высотами $h_0 > 600$ км величину возмущения МСВ ВУ можно принять как приемлемую и не учитывать при выводе соотношения для расчета поправки к базовому наклонению.

На основе анализа влияния на движение КА гравитационного поля Солнца показано, что это основной фактор, определяющий возмущение наклонения и МСВ ВУ ССО. Причем величина возмущения почти не зависит от высоты орбиты (из диапазона 500...900 км), но зависит от угла χ ориентации плоскости ССО относительно Солнца. На основе выведенных соотношений получено, что при базовом наклонении (без поправки) максимальное возмущение МСВ ВУ будет наблюдаться при $\chi = \pm 45^\circ, \pm 135^\circ$ и достигнет 2 ч к концу 5-летнего срока функционирования КА.

Получены поправки к базовому наклонению ССО (1), которые позволяют минимизировать отклонение МСВ ВУ на временном интервале функционирования КА по критерию равенства абсолютных (7) или интегральных (8) отклонений МСВ ВУ противоположных знаков.

Полученные аналитические соотношения апробированы при подготовке к запуску КА «Египт-1» и подтверждены результатами пуска.

Материалы настоящей статьи представляют собой развитие теории о возмущении функциональных характеристик солнечносинхронных орбит и могут быть использованы для целей баллистического проектирования КА.

Практическое применение предложенного решения позволит в большинстве случаев исключить на КА двигательную установку коррекции или минимизировать количество коррекций на орбите, что, в свою очередь, позволит упростить орбитальные операции и сократить количество топлива на КА. При этом будут обеспечены приемлемые условия выполнения задач дистанционного зондирования Земли на более длительном интервале функционирования КА.

Для полноты алгоритмического обеспечения анализа эволюции ССО в ходе дальнейших работ необходимо получить аналитические соотношения и численные характеристики влияния на нарушение солнечносинхронности светового давления и приливных явлений на Земле под действием гравитационного поля Солнца.

1. Бакулин П. И., Кононович Э. В., Мороз В. И. Курс общей астрономии. — М.: Наука, 1974. — 511 с.
2. Иванова В. И., Шептун А. Д. Минимизация ухода местного солнечного времени восходящего узла солнечносинхронной орбиты с учетом точности выведения // Авиационно-космическая техника и технология. — 2015. — № 2/119. — С. 52–56.
3. Мишин В. П. Механика космического полета. — М.: Машиностроение, 1989. — 407 с.
4. Чернов А. А., Чернявский Г. М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. — М.: Радио и связь, 2004. — 200 с.
5. Чернявский Г. М., Бартнев В. А., Малышев В. А. Управление орбитой стационарного спутника. — М.: Машиностроение, 1984. — 143 с.
6. Шептун А. Д., Иванова В. И., Маиштак И. В. Приложение теоремы об изменении кинетического момента к задаче о вековом движении плоскости солнечносинхронной орбиты // Космич. техника. Ракетное вооружение. — 2013. — № 1. — С. 29–36.
7. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета ИСЗ. — М.: Наука, 1965. — 540 с.
8. Vallado D. A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. — New York: McGraw-Hill, 2001. — Vol. 2.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

REFERENCES

1. *Bakulin P. I., Kononovich Je. V., Moroz V. I.* Course of general astronomy. 511 p. (Nauka, Moscow, 1974) [in Russian].
2. *Ivanova V. I., Sheptun A. D.* Minimization of deviation from local sun time of sun synchronous orbit ascending node considering injection accuracy. Aerospace technic and technology, No. 2(119), 52–56 (2015) [in Russian].
3. *Mishin V. P.* Space Flight Mechanics, 407 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1989) [in Russian].
4. *Chernov A. A., Chernjavskij G. M.* The orbits of the Earth remote sensing satellites, 200 p. (Radio i svjaz', Moscow, 2004) [in Russian].
5. *Chernjavskij G. M., Bartenev V. A., Malyshev V. A.* Control of stationary satellite's orbit, 143 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1984) [in Russian].
6. *Sheptun A. D., Ivanova V. I., Mashtak I. V.* The application of the theorem of change of angular momentum to the problem of the secular movement of the plane of the orbit solar synchronous orbit Space technology. Missiles, No.1, 29–36 (2013) [in Russian].
7. *Elyasberg P. E.* Introduction to the theory of flight. 540 p. (Nauka, Moscow, 1965) [in Russian].
8. *Vallado D. A.* Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Vol. 2 (McGraw-Hill, New York, 2001).

V. I. Ivanova, A. D. Sheptun

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

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МАКСИМАЛЬНОЇ СТАБІЛЬНОСТІ УМОВ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ БЕЗ КОРИГУВАННЯ ОРБИТИ

Досліджено фактори, що впливають на відхилення від номінального значення місцевого сонячного часу висхід-

ного вузла сонячносинхронних орбіт. Виведено співвідношення для розрахунку поправки до базового нахилу, що забезпечує мінімізацію цього відхилення на інтервалі функціонування космічного апарата на орбіті. Введення поправки дозволить звести до мінімуму або виключити корекції орбіти. Отримані теоретичні результати підтверджуються результатами спостережень за реальними польотами КА «Океан-О» та «Египтсат-1» розробки ДП «КБ «Південне».

Ключові слова: сонячносинхронна орбіта, нахил ССО, умови дистанційного зондування Землі, місцевий сонячний час вузла орбіти, збурення руху КА, вплив гравітації Сонця.

V. I. Ivanova, A. D. Sheptun

Yangel Yuzhnoye State Design Office,
Dnipropetrovsk

ENSURING MAXIMUM STABILITY OF EARTH REMOTE SENSING CONDITIONS WITHOUT THE ORBIT CORRECTION

We investigated factors affecting the deviation of the local solar time of an ascending node of sun-synchronous orbits. We derived the relations for calculation of amendment to the basic inclination, which minimizes this deviation in the range of operation of the spacecraft in orbit. The use of the amendment will minimize or eliminate the orbit corrections. The theoretical results are confirmed by observations of the actual flights of the “Ocean-O” and “Egypstsat-1” spacecrafts developed by the Yangel Yuzhnoye State Design Bureau.

Keywords: sun-synchronous orbit, SSO inclination, conditions of remote sounding of the Earth, local solar time of a node of the orbit, a disturbance of motion of spacecraft, influence of Sun gravitation.

Д. С. Калиниченко, Є. Ю. Баранов, М. В. Полуян

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

ФОРМУВАННЯ КРИТЕРІЮ ЕФЕКТИВНОСТІ ДЛЯ ВИБОРУ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

Наводиться методика вибору проектних параметрів для авіаційно-космічної системи, призначеної для виведення мікро-спутників на низькі навколосемні орбіти. Методику призначено для аналізу засобів виведення, формування основних проектних параметрів, критеріїв ефективності та визначення раціональних проектних параметрів авіаційно-космічної системи.

Ключові слова: авіаційно-космічна система, проектні параметри.

ВСТУП

Останнім часом все частіше постає завдання зниження витрат на виведення корисного вантажу на навколосемну орбіту. Можливе вирішення даного питання полягає у повторному використанні компонентів системи виведення корисного вантажу, зменшення кількості засобів наземного обслуговування, а також скороченні районів падіння відокремлених частин. Нижче коротко наводиться методика визначення параметрів авіаційно-космічної системи (АКС), що здатна вирішити необхідні задачі (більш детально це питання вивчено в роботі [1]).

МЕТОДОЛОГІЯ

Методика вибору проектних параметрів містить такі основні етапи:

- пошук та систематизація засобів виведення корисного вантажу;
- аналіз систематизації та вибір принципів параметрів авіаційно-космічної системи;
- вибір прототипу, його аналіз та вибір попередніх проектних параметрів;

- формування основних проектних параметрів АКС;
- формування критеріїв ефективності АКС;
- встановлення залежностей між основними проектними параметрами та показником ефективності;
- визначення раціональних значень основних проектних параметрів АКС, що забезпечують її максимальну ефективність.

Перша частина наведеної схеми дозволяє розглянути наявні засоби виведення корисного вантажу, провести їхній аналіз та визначити принципові параметри, що впливають на вигляд авіаційно-космічної системи. Детально вирішення питань першої частини методики розглянуто у роботі [2]. Друга частина методики дозволяє порівняти параметри відомих аналогів та прототипів із параметрами, необхідними для досягнення ефективності АКС у конкретному випадку.

ФОРМУВАННЯ ОСНОВНИХ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ

На початковому етапі вибір проектних параметрів доводиться проводити в умовах невизначеностей умов експлуатації та характеристик

багатьох бортових систем АКС. Тому слід обмежитися вибором проектних параметрів, що гарантують виконання льотно-технічних характеристик АКС. Льотно-технічні характеристики визначають шляхом вирішення рівнянь руху

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{P \cdot \cos(\alpha) - X}{m} - g \cdot \sin(\theta), \\ V \frac{d\theta}{dt} &= \frac{P \cdot \sin(\alpha) + Y}{m} - g \cdot \cos(\theta), \end{aligned} \quad (1)$$

де V , t — швидкість і час польоту, P — сила тяги двигуна, α — кут атаки, X — сила лобового опору, m — маса АКС, g — прискорення вільного падіння, θ — кут тангажу, Y — підйомна сила.

З наведених рівнянь руху можна зауважити, що виконання льотно-технічних характеристик залежить від відношення сили тяги до маси АКС. Маса АКС залежить від кількості ступенів, відношення мас попереднього та наступного ступенів, а також питомого імпульсу. Таким чином, на виконання льотно-технічних характеристик АКС впливають такі проектні параметри:

- кількість ступенів та ступінь багаторазовості АКС;
- відносні маси ступенів та корисного вантажу;
- початкове перевантаження ступенів;
- питомий імпульс двигунів ступенів.

Аналіз кількості ступенів та ступеня багаторазовості показує, що використання авіаційно-космічних систем із багаторазовим першим ступенем та одноразовою ракетою космічного призначення для виведення мікросупутників на навколосеземну орбіту є найбільш привабливим [2]. В такому випадку перший ступінь є безпілотним літальним апаратом (БПЛА), який виконує розгін корисного вантажу до оптимальних параметрів розділення. Параметри розділення визначаються таким чином, щоб надати наступному одноразовому ступеню якомога більші значення швидкості та висоти при помірних навантаженнях. Це не вимагатиме суттєвих доопрацювань першого ступеня при підготовці до наступного польоту. Для другого ступеня доцільно використовувати легкі ракети космічного призначення (РКП) масового виробництва. Аналогами таких систем можна вважати АКС «Пегас», RASCAL, «Мікроспейс».

Відносні маси ступенів можна розглянути на прикладах аналогічних АКС, наведених у таблиці.

На початкове перевантаження та питомий імпульс ступенів впливає тип двигуна та режим його роботи.

Для визначення найкращого співвідношення основних проектних параметрів використаємо критерії ефективності.

ФОРМУВАННЯ КРИТЕРІЇВ ЕФЕКТИВНОСТІ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

При формуванні критеріїв ефективності слід враховувати, що багаторазова авіаційно-космічна система створюється для виведення не одного, а багатьох однотипних космічних апаратів, рознесених у просторі та часі. Критерії ефективності авіаційно-космічної системи мають відображати суттєві якості, покращення яких при виведенні корисного вантажу дають суттєві переваги. Враховуючи призначення багаторазової авіаційно-космічної системи — виведення необхідної кількості корисних вантажів на навколосеземні орбіти — основний показник критерію ефективності

Відносні маси ступенів аналогічних авіаційно-космічних систем

АКС	Відносна маса корисного вантажу $M_{кв}/M_0$, %	Відносна маса ступенів
«Sänger» [3]	0.820	$M_2/M_0 = 0.306$
«Спіраль» [4]	0.435	$M_4/M_3 = 0.246$ $M_3/M_2 = 0.140$ $M_2/M_0 = 0.549$
RASCAL [6]	0.246	$M_3/M_2 = 0.206$ $M_2/M_0 = 0.158$
GT RASCAL [6]	0.296	$M_3/M_2 = 0.193$ $M_2/M_0 = 0.169$
«Мікроспейс»	0.133	$M_4/M_3 = 0.416$ $M_3/M_2 = 0.313$ $M_2/M_0 = 0.220$
L-1011+ «Pegasus XL» [7]	0.284	$M_4/M_3 = 0.236$ $M_3/M_2 = 0.257$ $M_2/M_0 = 0.141$
Ан-124-100+ Ракета-носій «Польот»	0.765	$M_3/M_2 = 0.333$ $M_2/M_0 = 0.176$

АКС можна сформулювати у вигляді

$$E = \frac{B_p + B_3 n}{M_{\Sigma_{\text{КВ}}}}, \quad (2)$$

де B_p — витрати на розробку та експериментальне відпрацювання складових частин АКС, тобто разові витрати, B_3 — витрати на один запуск, n — кількість запусків АКС, $M_{\Sigma_{\text{КВ}}}$ — сумарна маса виведених корисних вантажів.

Обраний показник ефективності поєднує витрати на розробку та експлуатацію АКС та показує, скільки необхідно здійснити запусків, щоб досягти зниження вартості виведення корисного вантажу до заданого показника.

ВСТАНОВЛЕННЯ ЗАЛЕЖНОСТІ МІЖ ОСНОВНИМИ ПРОЕКТНИМИ ПАРАМЕТРАМИ ТА ПОКАЖЧИКОМ ЕФЕКТИВНОСТІ

Витрати B_p на проектно-конструкторську розробку та експериментальне відпрацювання залежать від ступеня новизни розробки, тобто кількості перейнятих компонентів із відомих систем, розмірності АКС та програми наземних і льотних випробувань. Витрати на розробку та відпрацювання відносять до разових витрат, що мають окупитися за час виконання космічної програми і не залежать від проектних параметрів напряму.

Витрати B_3 на запуск включають: амортизаційні відрахування B_A на матеріальну частину багаторазових складових АКС, вартість B_O виготовлення одноразових складових АКС, вартість B_{Π} палива та витрачених матеріалів, вартість B_{pp} регламентних робіт та послуг аеродрому [5]:

$$B_3 = B_A + B_O + B_{\Pi} + B_{pp}. \quad (3)$$

Амортизаційні витрати B_A залежать від маси конструкції та систем багаторазових складових АКС. Залежність між амортизаційними витратами та проектними параметрами описується формулою

$$B_A = B_{\text{пит}}^A \frac{M_K^B}{n} = B_{\text{пит}}^A \frac{M_{\text{АКС}} \epsilon_K R}{n} = B_{\text{пит}}^A \frac{M_{\text{АКС}} (1 - (1 - e^{-V/(gl)}) - \mu_{\text{КВ}}) R}{n}, \quad (4)$$

де $B_{\text{пит}}^A$ — усереднені питомі витрати на амортизацію конструкції багаторазових складових АКС,

M_K^B — маса конструкції багаторазових складових АКС, $M_{\text{АКС}}$ — загальна маса АКС, ϵ_K — відносна маса конструкції АКС, R — ступінь багаторазовості АКС, $R = M_K^B / M_{\text{АКС}} (1 - \mu_{\Pi} - \mu_{\text{КВ}})$, V — кінцева швидкість польоту АКС, I — питомий імпульс двигунів БПЛА, $\mu_{\text{КВ}}$ — відносна маса корисного вантажу.

Вартість B_O виготовлення одноразових складових АКС залежить від маси конструкції та систем одноразових складових АКС. Залежність між вартістю виготовлення одноразових складових АКС та проектними параметрами описується формулою

$$B_O = B_{\text{пит}}^O M_K^O = B_{\text{пит}}^O M_{\text{АКС}} \epsilon_K (1 - R) = B_{\text{пит}}^O M_{\text{АКС}} (1 - (1 - e^{-V/(gl)}) - \mu_{\text{КВ}}) (1 - R), \quad (5)$$

де $B_{\text{пит}}^O$ — усереднена питома вартість виготовлення конструкції одноразових складових АКС.

Вартість B_{Π} палива залежить від маси палива АКС. Залежність між вартістю палива та питомим імпульсом описується формулою

$$B_{\Pi} = B_{\text{пит}}^{\Pi} M_{\text{АКС}} \mu_{\Pi} = B_{\text{пит}}^{\Pi} M_{\text{АКС}} (1 - e^{-V/(gl)}), \quad (6)$$

де $B_{\text{пит}}^{\Pi}$ — питома вартість палива АКС, μ_{Π} — відносна маса палива АКС.

Вартості B_{pp} регламентних робіт та послуг аеродрому напряму не залежать від проектних параметрів.

Сумарна маса $M_{\Sigma_{\text{КВ}}}$ корисних вантажів — це сума мас вантажів, що мають бути виведені АКС за період дії космічної програми. Залежність сумарної маси корисних вантажів при умові виводу однотипних мікросупутників однакових мас від відносної маси корисного вантажу має вигляд

$$M_{\Sigma_{\text{КВ}}} = \sum_1^n M_{\text{КВ}} = \mu_{\text{КВ}} M_{\text{АКС}} n. \quad (7)$$

Таким чином, показник ефективності набуде вигляду

$$E = \frac{B_p + \left(B_{\text{пит}}^A \frac{M_{\text{АКС}} \epsilon_K R}{n} + B_{\text{пит}}^O M_{\text{АКС}} \epsilon_K (1 - R) + M_{\text{АКС}} \mu_{\Pi} + B_{pp} \right) n}{\mu_{\text{КВ}} M_{\text{АКС}} n}, \quad (8)$$

$$V_{\text{КОЛ}} + \Delta V = I g \ln \left(\frac{1}{1 - \mu_{\Pi}} \right). \quad (9)$$

Для визначення раціональних значень основних проектних параметрів необхідно вирішити оптимізаційну задачу, приймаючи за цільову функцію показник ефективності (8) та обмежувачись виконанням льотно-технічних характеристик. У якості обмеження можна скористатись рівністю необхідної та наявної швидкостей, яка наведена у формулі (9).

ВИСНОВКИ

1. Наведено методику вибору основних проектних параметрів авіаційно-космічної системи, яка дозволяє провести аналіз наявних засобів виведення, сформувані основні проектні параметри, критерії ефективності та визначити раціональні проектні параметри авіаційно-космічної системи.

2. Сформовано цільову функцію, яка відображає основні проектні параметри, що впливають на ефективність АКС.

3. Подальші дослідження слід спрямувати на вирішення оптимізаційної задачі та знаходження раціональних проектних параметрів АКС для заданих характеристик.

1. *Калиниченко Д. С., Аксёненко А. В., Кашанов А. Э. и др.* Методический подход к проектированию транспортно-космической системы // Авиационно-космическая техника и технология. — 2012. — № 4/91. — С. 27—32.
2. *Калиниченко Д. С., Кашанов А. Э., Баранов Е. Ю. и др.* Выбор проектных параметров авиационно-космической системы // Космич. техн. Ракетное вооружение. — 2014. — № 1. — С. 80—88.
3. *Кобелев В. Н., Милованов А. Г.* Средства выведения космических аппаратов. — М.: Рестарт, 2009. — 520 с.
4. *Лукашевич В. П., Афанасьев И. Б.* Космические крылья. — М.: ЛенТа Странствий, 2009. — 496 с.
5. *Мишин В. П., Безвербий В. К., Панкратов Б. М. и др.* Основы проектирования летательных аппаратов (Транспортные системы): Учеб. для техн. вузов. — М.: Машиностроение, 1985. — 360 с.
6. *David A. Young Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) independent performance evaluation // AE8900 Special Project Report. — Atlanta, Georgia 30332-0150, May, 2004.*
7. *Pegasus User's Guide. Release 5.0. — Orbital Sciences Corporation, 2000. — 103 p.*

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

REFERENCES

1. *Kalynychenko D. S., Axonenko A. V., Kashanov A. E., Poluian N. V., Tarasov V. E.* The methodological approach to designing of space transportation system. Aerospace technic and technology, No. 4(91), 27—32 (2012) [in Russian].
2. *Kalynychenko D. S., Kashanov A. E., Baranov E. Yu., et al.* The choice of design parameters of aerospace systems. Kosmich. tehn. Raketnoe vooruzhenie, N 1, 80—88 (2014) [in Russian].
3. *Kobelev V. N., Milovanov A. G.* Launch vehicles of spacecrafts, 520 p. (Restart, Moscow, 2009) [in Russian].
4. *Lukashevich V. P., Afanas'ev I. B.* Kosmicheskie kryl'ja, 496 p. (LenTa Stranstvij, Moscow, 2009) [in Russian].
5. *Mishin V. P., Bezverbyj V. K., Pankratov B. M., et al.* Fundamentals of aircrafts design (Transportation Systems): Textbook for technical universities. 360 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1985) [in Russian].
6. *David A. Young Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) independent performance evaluation. AE8900 Special Project Report. Atlanta, Georgia 30332-0150, May, 2004. (Atlanta, 2004).*
7. *Pegasus User's Guide. Release 5.0., 103 p. (Orbital Sciences Corporation, 2000).*

Д. С. Калиниченко, Е. Ю. Баранов, Н. В. Полуян

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

ФОРМИРОВАНИЕ КРИТЕРИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДЛЯ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Приводится методика выбора проектных параметров для авиационно-космической системы, предназначенной для выведения микроспутников на низкие околоземные орбиты. Методика предназначена для проведения анализа наличных средств выведения, формирования основных проектных параметров, критериев эффективности и определения рациональных проектных параметров авиационно-космической системы.

Ключевые слова: авиационно-космическая система, проектные параметры.

D. S. Kalynychenko, Ye. Yu. Baranov, M. V. Poluian

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

EFFICIENCY CRITERION TO SELECT DESIGN PARAMETERS OF THE AEROSPACE SYSTEM

We describe method of selection of design parameters for aerospace system, appointed for delivery of micro-satellites to Low-Earth Orbit. The method is developed for the analysis of existing launch vehicles, forming the base design parameters, performance criteria and determination of rational design parameters of aerospace system.

Key words: aerospace system, design parameters.

doi: 10.15407/knit2016.02.052

УДК 621.454.4+629.783:551.5

К. Н. Орехов

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

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ГИБРИДНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Проведена сравнительная оценка эффективности применения гибридного ракетного двигателя (ГРД) и ракетного двигателя твердого топлива для метеорологической ракеты с массой топлива 540 кг. Рассмотрены различные сочетания окислителя и горючего, на основе которых определены энергетические характеристики ГРД. Результаты исследования позволили провести оценку баллистической эффективности ГРД, проанализировать особенности процесса горения, а также выбора и проектирования формы заряда твердого горючего.

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, метеорологическая ракета, баллистическая эффективность, внутрибаллистические параметры, методика расчета.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, метеорологические ракеты используют для выведения оборудования, предназначенного для научных экспериментов во время суборбитального полета, метеорологических измерений в верхних слоях атмосферы, исследований ультрафиолетовых и рентгеновских излучений, а также для экспериментов в условиях микрогравитации и др. Данный тип ракет является достаточно привлекательным из-за сравнительно низкой стоимости, короткого времени подготовки полета, возможности использования в удаленных районах. В большинстве метеорологических ракет используют твердотопливные двигатели (РДТТ). Однако наряду с достоинствами такие двигатели обладают определенными недостатками, которые связаны с использованием твердых компонентов топлива. В связи с этим понятен интерес, проявляющийся к двигателям, компоненты топлива которых находятся в разном агрегатном состоянии (жидком и твердом).

Такие двигатели принято называть гибридными ракетными двигателями (ГРД).

Анализ схем и особенностей двигателей этого типа показывают следующее:

- топлива ГРД дают возможность существенного повышения удельного импульса тяги по сравнению с твердотопливными двигателями;
- продукты сгорания топлива в ГРД экологически безопасны;
- наличие в ГРД жидкого компонента дает возможность регулирования силы тяги, многократного включения и выключения двигателя;
- стоимость компонентов топлива, используемых в ГРД, может быть на порядок более низкой, чем в РДТТ.

Все эти качества ГРД делают привлекательным их использование в метеорологических ракетах.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

При определении облика ГРД был проведен выбор компонентов топлива, среди которых целесообразно использовать наиболее доступные,

экологичные и относительно дешевые. В качестве окислителя выбраны жидкий кислород O_2 и закись азота N_2O , а в качестве горючего — синтетический каучук типа НТРВ и парафин. Эти компоненты имеют хорошие эксплуатационные свойства (температурный диапазон применения, пожаровзрывобезопасность, чувствительность к влажностным условиям и пр.). Энергетические характеристики ГРД определялись для четырех вариантов пар компонентов: N_2O + парафин, N_2O + НТРВ, O_2 + парафин, O_2 + НТРВ.

В табл. 1 приведены основные результаты термодинамического расчета, из которых видно, что наибольшим термодинамическим удельным импульсом обладает двигатель с парой компонентов O_2 + парафин.

ГОРЕНИЕ В КАМЕРЕ. ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ЗАРЯДА И ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Закономерности горения топлива ГРД весьма важны для определения внутрибаллистических параметров двигателей этого типа. При оценке и расчете характеристик ГРД, так же как и характеристик двигателей, работающих на твердом топливе, необходимо знать зависимости, определяющие линейную скорость горения твердого компонента топлива. Эти зависимости отличаются от тех, которые обычно используются для расчета скорости горения твердых топлив в

РДТТ. В общем процесс горения гибридных топлив основан на испарении поверхностного слоя твердого горючего в высокотемпературную зону, которая возникает над его поверхностью [1, 7].

Скорость горения в ГРД зависит от [7]: химического состава и природы горючего и окислителя; массовой плотности потока газообразных продуктов над поверхностью горения; давления в камере сгорания; геометрии канала, организации подачи окислителя и характера течения в канале.

С разгаром поперечного сечения канала плотность тока продуктов сгорания уменьшается, что в свою очередь приводит к изменению скорости горения. Помимо этого скорость горения имеет локальную зависимость по длине канала в каждый момент времени. Это обуславливает возникновение неравномерного поля скоростей горения твердого горючего по длине канала.

Для создания оптимального процесса в камере и повышения характеристик двигателя необходимо, чтобы скорость газификации горючего была максимальной и одинаковой по длине канала. Одним из решений этой проблемы есть профилирование канала заряда [3] и организация тангенциального впрыскивания окислителя в камеру, при котором реализуется максимальная скорость горения [2, 5].

При оценке внутрибаллистических характеристик и выборе формы заряда твердого горю-

Таблица 1. Основные параметры и энергетические характеристики гибридного ракетного двигателя

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Топливо гибридного ракетного двигателя				
окислитель	N_2O	N_2O	O_2	O_2
горючее	парафин	НТРВ	парафин	НТРВ
Масса топлива, кг	540	540	540	540
Соотношение расходов окислителя и горючего	8.06	7.55	2.58	2.26
Суммарный средний расход, кг/с	38.6	38.6	38.6	38.6
Давление в камере сгорания, МПа	4.0	4.0	4.0	4.0
Окислительный потенциал в камере сгорания	0.1356	0.1239	0.2946	0.2459
Диаметр среза сопла, мм	386	386	386	386
Диаметр критического сечения сопла, мм	138	138	138	138
Термодинамическое значение пустотного удельного импульса тяги, м/с	2791.14	2785.6	3128.8	3116.1

чего был использован расчетный метод итерационных приближений. Данный метод включает в себя зависимость скорости горения от плотности тока продуктов сгорания и позволяет выполнить профилирование канала заряда таким образом, чтобы избежать выгорания заряда неравномерными слоями и свести к минимуму количество дигрессивных остатков в конце работы двигателя. Ниже приведены исходные данные и последовательность расчета для 1-й итерации, которая условно разбита на четыре шага.

Первый шаг расчета. Исходные данные: плотность горючего ρ_r , кг/м³; оптимальное соотношение компонентов k_{opt} ; диаметр канала d_k , мм; наружный диаметр заряда D_3 , мм; длина заряда L , мм; удельный импульс I , м/с; тяга R , Н.

В нашем случае заряд горючего проектировался для ГРД, используемого в метеорологической ракете. Исходные данные выбирались при условии дальнейшего сравнения ГРД и РДТТ с одинаковым назначением.

В первом шаге происходит расчет следующих величин.

Суммарный расход, кг/с:

$$\dot{m}_\Sigma = \frac{R}{I_{уд}}$$

Расход горючего, кг/с:

$$\dot{m}_r = \frac{\dot{m}_\Sigma}{k_{opt} + 1}$$

Расход окислителя, кг/с (принимается постоянным):

$$\dot{m}_{ок} = \dot{m}_r k_{opt}$$

Плотность потока окислителя в канале, г/(см²с):

$$G_{ок} = \frac{4\dot{m}_{ок} \cdot 1000}{\pi(d_k / 10)^2}$$

Принимаем, что в начальный момент времени скорость горения зависит только от $G_{ок}$.

Скорость горения (значения экспериментальных коэффициентов для парафина равны $a = 0.488$, $\nu = 0.62$), мм/с [4, 6]:

$$U_r = a \cdot G_{ок}^\nu$$

Свод, мм:

$$e = \frac{D_3 - d_k}{2}$$

Время работы, с:

$$t = \frac{e}{U_r}$$

Объем заряда, мм³:

$$V_r = \left(\frac{\pi D_3^3}{4} - \frac{\pi d_k^3}{4} \right) \cdot L$$

Масса заряда, кг:

$$m_3 = \frac{V_r \rho_r}{10^9}$$

В первом шаге подбираем оптимальную геометрию заряда, с учетом скорости горения. Принимаем, что скорость горения в начальный момент времени будет равна средней на протяжении всего времени работы.

Так как сравнение характеристик двигателей проводилось при условии равенства запаса компонентов топлива, вычисляем их массу.

Суммарная масса компонентов, кг:

$$m_\Sigma = m_3 k_{opt} + m_3$$

Второй шаг расчета. Исходными данными для второго шага расчета являются: диаметр канала d_k , длина заряда L , свод e , плотность $G_{ок}$ потока окислителя в канале, скорость горения U_r , расход окислителя $\dot{m}_{ок}$.

Рассчитываем такие величины.

Поверхность горения, мм²:

$$S_r = \pi L d_k$$

Расход горючего, кг/с:

$$\dot{m}_r = \frac{\dot{m}_{ок} U_r}{10^9}$$

Суммарный расход компонентов, кг/с:

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_r + \dot{m}_{ок}$$

Принимаем, что полученный расход действителен для первой секунды работы двигателя. Для последующего расчета задаемся шагом по времени (на этом этапе расчета целесообразно задавать шаг по времени равным $\Delta t = 1$ с). Порядок расчета для i -го момента времени следующий.

Диаметр канала, мм:

$$d_{ki} = d_{k(i-1)} + 2U_{r(i-1)}$$

Плотность потока продуктов сгорания, г/(см²с):

$$G_i = \frac{4\dot{m}_{\Sigma(i-1)} \cdot 1000}{\pi(d_{ki} / 10)^2}$$

Скорость горения, мм/с:

$$U_{Гi} = aG_i^y.$$

Поверхность горения, мм²:

$$S_{Гi} = \pi L d_{ки}.$$

Расход горючего, кг/с:

$$\dot{m}_{Гi} = \frac{\dot{S}_{Гi} \rho_{Гi} U_{Гi}}{10^9}.$$

Суммарный расход компонентов, кг/с:

$$\dot{m}_{\Sigma i} = \dot{m}_{Гi} + \dot{m}_{оки}.$$

Расчет заканчивается в момент, когда $d_k = D_3$.

Вычисляем интеграл по расходу

$$\int \dot{m}_{Гi} = m_3.$$

Третий шаг расчета. Для третьего шага расчета задаемся более густой временной сеткой ($\Delta t = 0.1$ с). При этом диаметр канала в i -й момент времени определяется по формуле

$$d_{ki} = d_{k(i-1)} + 2U_{Г(i-1)} \cdot \Delta t.$$

Далее расчет повторяется в той же последовательности как и во втором шаге.

Четвертый шаг расчета. Для четвертого шага помимо создания временной сетки, задаемся геометрической: заряд разбиваем на участки по длине с одинаковым шагом l_i . Разбивая участки по длине и вычисляя газоприход с каждого участка, мы учитываем неравномерность поля скоростей горения заряда по его длине.

Поскольку мы приняли, что сгоревший свод равен скорости горения в промежуток времени 1 с ($e = U_{Гi}$), то создавая временную сетку, мы практически производим разбивку заряда на участки по радиусу на величину прогоревшего свода. Задаваясь количеством участков по длине, расчет производится в той же последовательности, что и в шаге три для каждого участка отдельно. При этом плотность тока продуктов сгорания для n -го участка определяется путем суммирования расхода горючего с предыдущих участков в i -й момент времени t :

$$G_i^n = \frac{4 \left(\dot{m}_{ок} + \sum_{i=1}^{n-1} \dot{m}_{Гi} \right) \cdot 1000}{\pi (d_{ки} / 10)^2}.$$

По завершении, когда фронт горения выходит на корпус, суммируем расход горючего в i -й момент времени с каждого участка n .

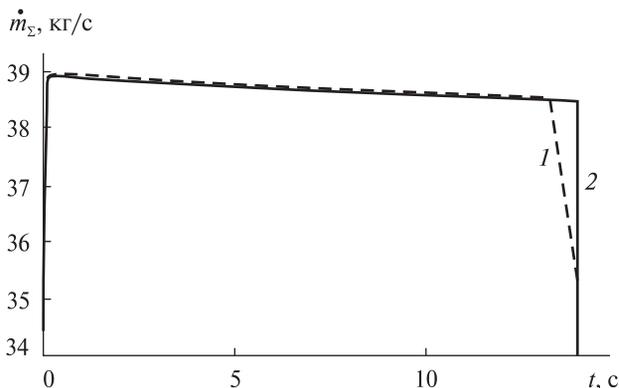


Рис. 1. Изменение суммарного расхода (N_2O + парафин): 1 — до профилирования, 2 — после профилирования

Рассчитываем соотношение компонентов в i -й момент времени:

$$k_i = \dot{m}_{оки} / \sum_n \dot{m}_{Гi}.$$

По k определяем пустотный удельный импульс $I_{уд}$ (для каждой пары топлива определена зависимость $I_{уд}$ от k).

Рассчитываем тягу R_i , Н:

$$R_i = I_{удi} \cdot \xi_{\Sigma} \cdot \dot{m}_{\Sigma i},$$

где ξ_{Σ} — суммарные потери.

Рассчитываем давление в камере сгорания $P_{ки}$, Па [7]:

$$P_{ки} = \frac{\dot{m}_{\Sigma i} \cdot K \cdot C}{9.81 S_{кр}},$$

где $K = 0.95$ — коэффициент эффективности камеры, C — характеристическая скорость в камере (из газодинамического расчета), $S_{кр}$ — площадь критического сечения в сопле.

Расчет заканчивается в момент, когда фронт горения на одной из зон выходит на корпус. Профилирование происходит путем вычитания величины несгоревшего свода Δ каждой из зон от первоначальной толщины свода e . Точки раздела заряда будут являться точками будущего профиля канала заряда. После этого весь расчет с новой геометрией заряда повторяется заново. В итоге получается некий профиль.

На рис. 1 показан график изменения расхода во времени работы для топлива N_2O + парафин. Пунктиром на графике обозначен результат расчета после первой итерации, где исходной гео-

метрией являлся цилиндрический канал. После профилирования канала фронт горения выходит на корпус одновременно по всей его длине.

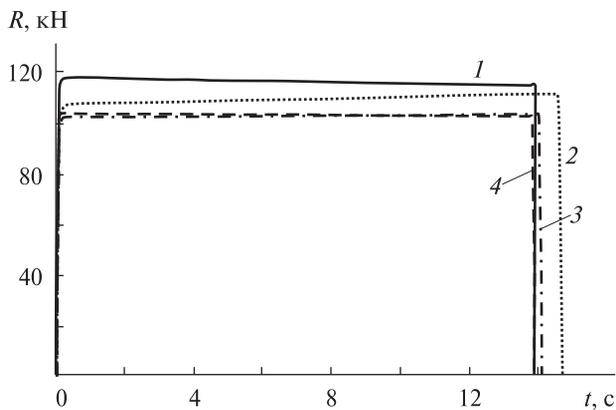


Рис. 2. Изменение тяги в ГРД во время работы для разных видов топлива: 1 — парафин + O₂, 2 — НТРВ + O₂, 3 — НТРВ + N₂O, 4 — парафин + N₂O

По полученным расчетным данным для всех вариантов двигателей выбран заряд твердого горючего в виде шашки с профилированным каналом. Также были изучены варианты форм зарядов с более сложной поверхностью, например «звезда» и «вагонное колесо». Однако результаты расчета показали, что усложнение конструкции заряда не оправдывает себя с точки зрения улучшения характеристик двигателя.

В результате проектирования были определены значения основных характеристик двигателей, которые представлены в табл. 2. На рис. 2 показаны графики изменения тяги R во время работы двигателя.

СРАВНЕНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГРД И РДТТ

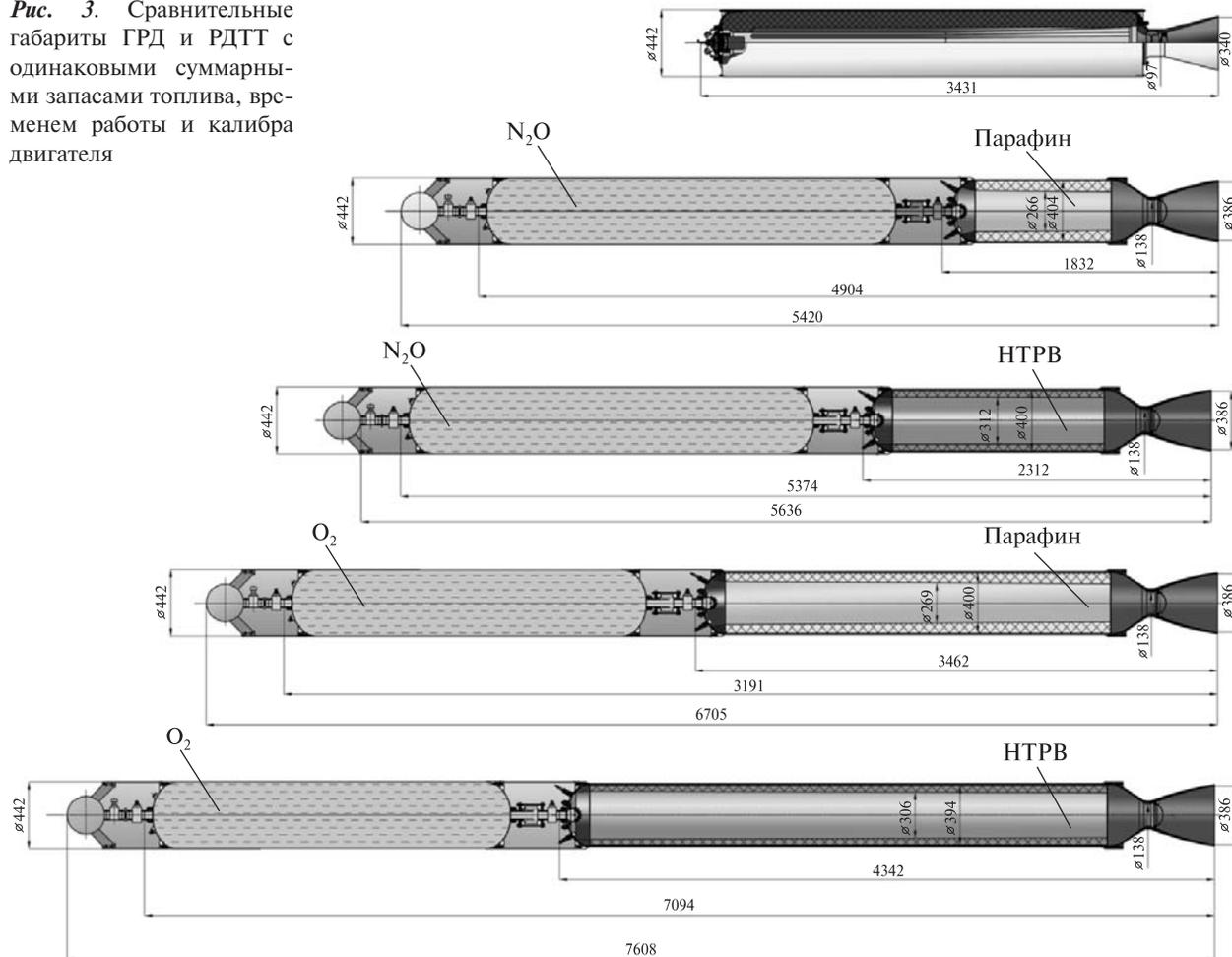
Сравнение проводилось из условия равенства суммарного запаса топлива, времени работы и калибра двигателя. Сравнение габаритных ха-

Таблица 2. Значения характеристик ГРД и РДТТ

Характеристика	ГРД				РДТТ
	парафин+N ₂ O	парафин+O ₂	НТРВ+N ₂ O	НТРВ+O ₂	топливо типа НТРВ
Калибр двигателя, мм	442	442	442	442	442
Масса топлива, кг	540	540	540	540	540
окислителя	481.78	385.28	475.48	389.29	
горючего	58.22	154.72	64.52	150.71	
Средний удельный импульс тяги (с учетом потерь и коэффициента избытка окислителя), м/с	2788.8	3118.70	2777.60	3092.11	2648.70
Среднее значение тяги в пустоте, кН	103.40	116.59	102.54	109.50	98.17
Масса, кг	216.2	250.1	224.8	283.8	106.0
Коэффициент весового совершенства	0.714	0.683	0.706	0.655	0.835
$\beta = \frac{\omega}{G_k + \omega}$					
Коэффициент энергомассового совершенства	0.376	0.402	0.370	0.383	0.42
$\gamma = \frac{I_{уд}}{(G_k + \omega) \cdot 9.8}$					
Масса выводимой нагрузки, кг	364/700	364/700	364/700	364/700	364/700
Характеристическая скорость, м/с (по формуле Циолковского)	1835.63/ 1292.84	1966.97/ 1403.03	1807.11/ 1276.97	1874.03/ 1352.46	2025.49/ 1357.81

Обозначения: ω — масса топлива, кг; G_k — масса конструкции двигателя, кг; $I_{уд}$ — удельный импульс тяги, м/с.

Рис. 3. Сравнительные габариты ГРД и РДТТ с одинаковыми суммарными запасами топлива, временем работы и калибра двигателя



характеристик представлено на рис. 3, где двигатели изображены в одном масштабе. Из анализа табл. 2 и рис. 3 следует:

- значения коэффициента энергомассового совершенства этих двигателей различаются незначительно;

- массовые и габаритные характеристики ГРД уступают характеристикам РДТТ;

- тяга в ГРД выше, чем в РДТТ, что позволяет рассматривать вариант уменьшения необходимой массы топлива для компонентов O_2 + парафин с 540 кг до 460 кг при выведении одного и того же количества полезной нагрузки.

При оценке двигателей в комплексе ракеты критерием сравнения выбрана характеристическая скорость, которая рассчитывается по

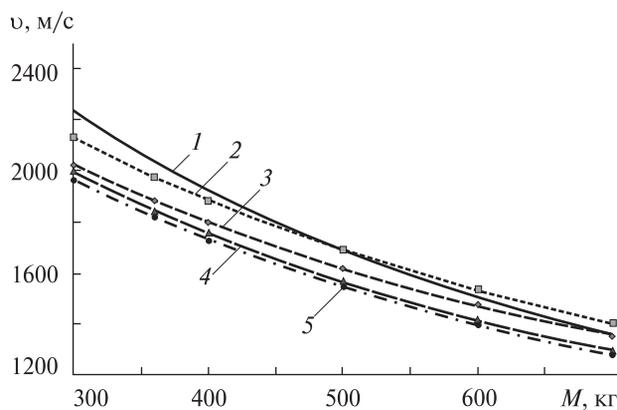


Рис. 4. Значения характеристической скорости v при разных массах M полезной нагрузки: 1 — РДТТ, 2 — парафин + O_2 , 3 — НТРВ + O_2 , 4 — парафин + N_2O , 5 — НТРВ + N_2O

формуле Циолковского

$$v = I_{уд} \cdot g \cdot \ln \frac{G_{гч} + G_T + G_{дл}}{G_{гч} + G_{дл}},$$

где $I_{уд}$ — удельный импульс тяги, $G_{гч}$, G_T , $G_{дл}$ — масса головной части ракеты, топлива и конструкции двигательной установки.

На рис. 4 представлена зависимость характеристической скорости от массы M полезной нагрузки. Видно, что при выведении 364 кг полезной нагрузки РДТТ является более эффективным. Однако при условии увеличения массы головной части приращение характеристической скорости в ГРД больше, чем при использовании РДТТ. Это указывает на оптимальность использования ГРД, в частности с компонентами парафин + O_2 , среди ГРД с другими компонентами.

ВЫВОДЫ

Применение гибридного двигателя на топливе O_2 + парафин для метеорологической ракеты позволяет повысить ее тяговооруженность на 4 % по сравнению с РДТТ.

Более высокая баллистическая эффективность ракеты на гибридном топливе, а также экологическая безопасность продуктов сгорания и меньшая стоимость двигателя по сравнению с РДТТ позволяет сделать вывод о возможности существенного повышения эффективности метеорологических ракет следующего поколения.

1. Булавин Л. А., Актан Е. Ю., Забашта Ю. Ф., Орловская С. Г. Деформационные свойства и механизм распыления ракетного топлива на основе парафинов в процессе горения // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. — 2009. — № 2. — С. 3—5.
2. Губерт А. М., Миронов В. В., Голлендер Р. Г. и др. Процессы в гибридных ракетных двигателях / Под ред. А. С. Коротева. — М.: Наука, 2008. — 405 с.
3. Карташев А. Л., Шулев И. С. О возможности эффективного применения гибридных ракетных двигателей в космической ракете-носителе // Наука Юж.-Урал. гос. ун-та. Секции технических наук: материалы 63-й науч. конф. — Челябинск: Изд. центр Юж.-Урал. гос. ун-та, 2011. — Т. 1.1. — С. 6—8.

4. Gurgel Veras C. A., Kaled da Cás P. L., Queiroz Vilanova C., et al. Thrust modulation on a paraffin based hybrid rocket motor // 13th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering. — Uberlandia, MG, Brazil: ABCM, 2010.
5. Kengo Ohe. Development of high performance hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method for space propulsion system // 65th International Astronautical Congress. — Toronto, Canada, International Astronautical Federation, 2014.
6. Scaramuzzino F. Experimental investigation on a lab-scale hybrid rocket burning N_2O /paraffin-based fuel and N_2O /metal-loaded HTPB // 64th International Astronautical Congress. — Beijing, China, International Astronautical Federation, 2013.
7. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. — John Wiley & Sons, 2010.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

REFERENCES

1. Bulavin L. A., Aktan E. Yu., Zhabashta Yu. F., Orlovskaya S. G. Deformation properties and the mechanism of the dispersion of paraffin-based hybrid rocket fuel in the process of the combustion. *Modern Science: Researches, Ideas, Results, Technologies*, No. 2, 3—5 (2009) [in Russian].
2. Gubertov A. M., Mironov V. V., Gollender R. G., et al. Processes in hybrid rocket engines, Ed. A. S. Koroteev, 405 p. (Nauka, Moscow, 2008) [in Russian].
3. Kartashev A. L., Shulev I. S. On the possibility of effective use of hybrid rocket engines in space launch vehicles. *Nauka SUSU. Sections of Engineering sciences: materials of 63rd sci. confer.* Vol. 1.1, P. 6—8 (Publ. House of the South Ural State University, Chelyabinsk, 2011) [in Russian].
4. Carlos Alberto Gurgel Veras, Pedro Luiz Kaled da Cás, Cristiano Queiroz Vilanova, et al. Thrust modulation on a paraffin based hybrid rocket motor. *13th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*. (ABCM, Uberlandia, MG, Brazil, 2010).
5. Kengo Ohe. Development of high performance hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method for space propulsion system. *65th International Astronautical Congress*. (International Astronautical Federation, Toronto, Canada, 2014).
6. Scaramuzzino F. Experimental investigation on a lab-scale hybrid rocket burning N_2O /paraffin-based fuel and N_2O /metal-loaded HTPB. *64th International Astronautical Congress*. (International Astronautical Federation, Beijing, China, 2014).
7. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket propulsion elements. (John Wiley & Sons, 2010).

К. М. Орехов

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

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ
МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ РАКЕТ
ПРИ ВИКОРИСТАННІ ГІБРИДНИХ ДВИГУНІВ**

Виконано порівняльну оцінку ефективності використання гібридних ракетних двигунів (ГРД) і ракетних двигунів твердого палива для метеорологічної ракети з масою палива 540 кг. Розглянуто різноманітні сполучення окислювача і пального, на основі яких визначено енергетичні характеристики ГРД. Результати дослідження дозволили оцінити балістичну ефективність ГРД, проаналізувати особливості процесу горіння, а також вибору і проектування форми заряду твердого пального.

Ключові слова: гібридний ракетний двигун, метеорологічна ракета, балістична ефективність, внутрішньо-балістичні параметри, методика розрахунку.

К. М. Oriekhov

Yangel Yuzhnoye State Design Office,
Dnipropetrovsk

**IMPROVING THE EFFICIENCY
OF METEOROLOGICAL ROCKETS
WITH THE USE OF HYBRID ENGINES**

We conducted a comparative evaluation of the effectiveness of the hybrid rocket engine (HRE) and the solid-fuel rocket engine for meteorological rocket with a fuel mass of 540 kg. We have considered various combinations of oxidizer and fuel, based on which we determined the energy characteristics of the HRE. The study allowed us to assess the ballistic performance of the HRE, to analyze the peculiarities of the combustion process, as well as the selection and design of the forms of solid fuel charge.

Key words: hybrid rocket engine, meteorological rocket, ballistic efficiency, intra-ballistic parameters, methodology of calculation.

doi: 10.15407/knit2016.02.060

УДК 551.510; 533.93

Л. В. Козак

Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Київ

МЕТОДИ І ПІДХОДИ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНОГО СЕРЕДОВИЩА

Відібрано методи і підходи, які можна використовувати для аналізу гідродинамічних і магнітогідродинамічних турбулентних потоків. Визначено, що для характеристики типу турбулентних процесів найкраще підходять методи статистичної фізики. В рамках статистичного підходу розглянуто фрактальний аналіз (визначення фрактальної довжини та висоти максимуму функції густини ймовірності флуктуацій досліджуваних параметрів), та мультифрактальний аналіз (дослідження степеневих залежностей статистичних моментів високих порядків та побудова мультифрактального спектру). Вказано, що статистичний аналіз властивостей турбулентних процесів можна доповнити спектральними дослідженнями: фур'є- та вейвлет-аналізом. Для апробації розглянутих у роботі методів і підходів використано ферозондові виміри флуктуацій магнітного поля космічного апарата «Самба» місії «Кластер-2» з дискретністю 22.5 Гц у перехідних областях магнітосфери Землі та плазми сонячного вітру. Можна відмітити хорошу відповідність між різними дослідженнями і взаємне їхнє доповнення для створення загальної картини турбулентності.

Ключові слова: турбулентність, статистичний аналіз, фрактальний аналіз супутникових вимірювань, мультифрактальний аналіз, флуктуації магнітного поля, магнітосфера Землі, плазма сонячного вітру.

ВСТУП

Оскільки плазма у магнітосфері є динамічною системою з великою кількістю ступенів вільності, то для розгляду властивостей турбулентності на великих часових і просторових масштабах застосовують методи статистичної фізики та каскадні моделі, розвинені в гідродинамічних теоріях. У магнітній гідродинаміці теоретичний розгляд ще більш ускладнюється, оскільки потрібно враховувати не тільки матеріальні границі потоку та ефекти «зсуву», але і масштаби структур (хвиль, вихорів і т. п.), що формуються магнітними і електричними полями. У плазмових потоках турбулентність може формуватися багатьма класами нестійкостей — дрейфово-дисипативними, кінетичними, магнітогідродинамічними (МГД) та ін. [4, 5]. Так, нестійкості магнітогідродина-

мічного типу призводять до флуктуацій магнітного поля, дрейфово-дисипативні та кінетичні нестійкості викликають флуктуації електричних полів, густини і температури плазми. При цьому у процес розвитку турбулентності може бути залучено одночасно декілька нелінійно зв'язаних нестійкостей.

Супутникові дослідження космічної плазми дозволяють отримати експериментальні дані про властивості турбулентності в діапазонах просторових і часових масштабів, недоступних в лабораторних експериментах на Землі. Чисельна відмінність діапазонів пов'язана з відмінностями значень магнітного поля (на границі магнітосфери — порядку 10—100 нТл) та значень гірочастот і гірорадіусів іонів, які в часовій і просторовій області обмежують інтервали застосовності МГД-наближення зверху і знизу відповідно. При взаємодії магнітошару і магнітосфери основні процеси взаємопов'язані і глобально синхро-

© Л. В. КОЗАК, 2016

нізовані низькочастотними магнітозвуковими коливаннями денного магнітошару як цілого [14, 34]. На середніх масштабах в турбулентних перехідних шарах (ТПШ) подібна самоорганізація спостерігається за рахунок зворотних каскадів, що можуть бути викликані відбитими від кордону хвилями, сфокусованими локально увігнутою перешкодою (наприклад, горловина каспу).

Таким чином, ми маємо справу не із послідовністю адитивних реакцій на збурення в сонячному вітрі і магнітошарі, а зі складною великомасштабною нелінійною системою. При цьому відбувається «катастрофічна» перебудова течії і магнітної топології (прискорені і уповільнені струмені, перехід від ламінарної застійної області до нерегулярної структури пограншару). Спостерігається залежність від передісторії (на часах, характерних для релаксації альвенівських потоків), поява аномально великих кореляцій на великих часових і просторових масштабах і утворення когерентних структур у вигляді струменів,

що забезпечують аномальне перенесення плазми [10].

Характеристикою турбулентності плазми є не тільки кінетичне число Рейнольдса Re , яке визначається кінематичною в'язкістю, але і магнітне число Рейнольдса Rem , пов'язане з магнітною в'язкістю. При відносно невисоких значеннях Re , $Rem < 10^3 \dots 10^4$ і при впливі границь у плазмі може формуватися властивість переміжності (неоднорідності) — активні області чергуються з пасивними, в яких потік квазіламінарний (рис. 1). У такому процесі параметри плазми спостерігаються як випадкові змінні з негауссовою функцією розподілу, коли турбулентні пульсації великої амплітуди представлені у процесі з імовірністю, значно більшою, ніж передбачається гауссовим законом (нормальним розподілом). Переміжність спостерігається в гідродинамічних турбулентних течіях нейтральних середовищ [3] і замагніченій плазмі [17] як з великими, так і з помірними числами Рейнольдса (< 1000).

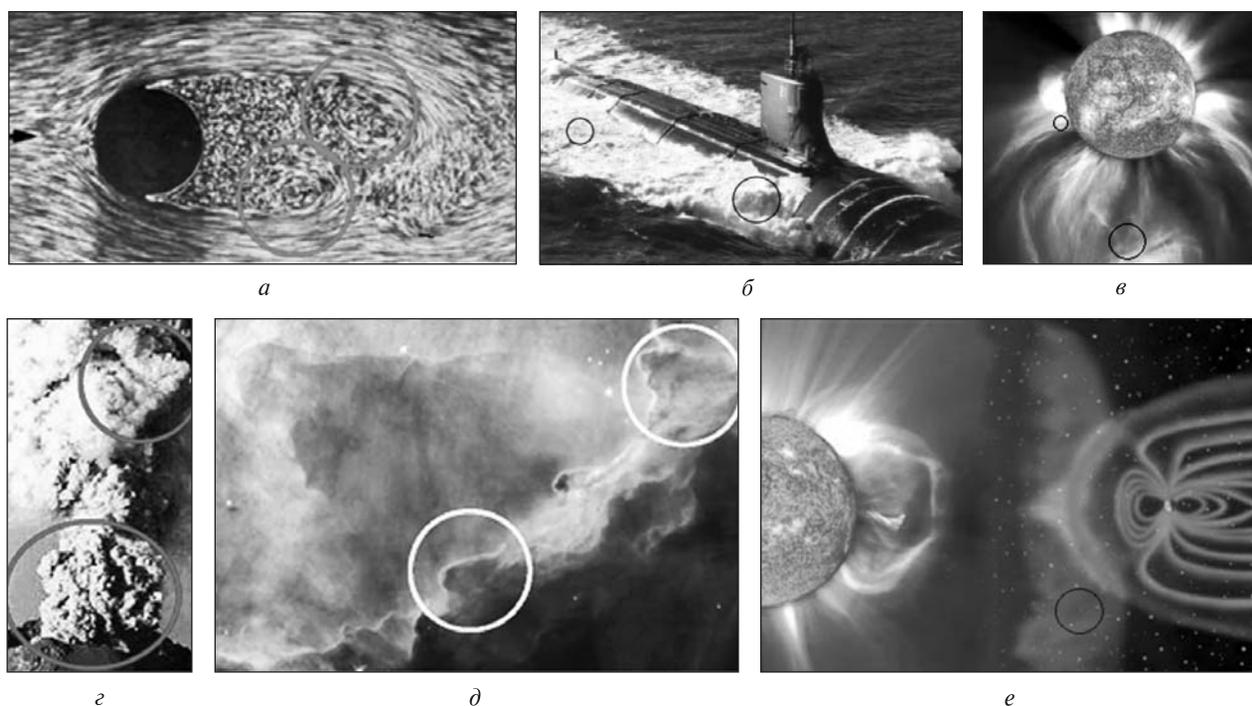


Рис. 1. Приклади переміжності — неоднорідності — турбулентних процесів в різних гідродинамічних і магнітогідродинамічних течіях: *a* — обтікання циліндра, *б* — слід за підводним човном, *в* — сонячна атмосфера, *г* — виверження вулкана, *д* — галактичні хмари, *е* — область магнітосфери. Одночасно спостерігаються вихрові структури різних масштабів

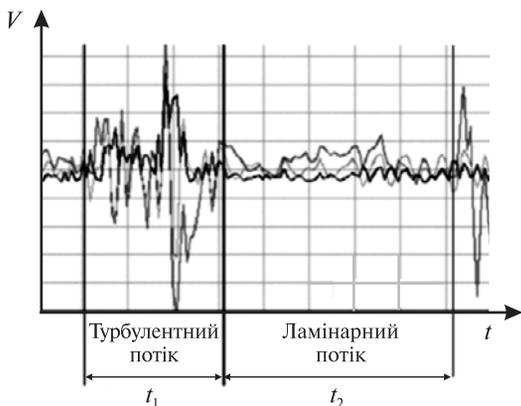


Рис. 2. Приклад чергування квазіламінарних і турбулентних форм руху. Відношення t_1/t_2 називається коефіцієнтом переміжності

Особливостями переміжності у плазмових пограничних шарах є наявність магнітних і електричних полів, що призводять до додаткової анізотропії процесу [13]. У центральних областях плазмового середовища, коли вплив пограншарів незначний, властивості плазмової турбулентності можуть значно відрізнятися.

У турбулентному середовищі переміжність спостерігається у вигляді пульсацій великої амплітуди (рис. 2). Закони масштабної подібності (в англійській літературі зустрічається частіше термін «скейлінг») такої турбулентності з переміжністю описуються параметрами, залежними від масштабу (багатомасштабність). З теоретичного розгляду випливає, що властивість переміжності турбулентності пов'язана з прихованими статистичними симетріями (симетріями масштабної інваріантності) динамічних рівнянь, що описують рух, і необхідністю встановити масштабну інваріантність в обмеженому просторі перехідної області [16]. Випадкові пульсації швидкості та інших параметрів турбулентного потоку з переміжністю мають негауссову статистику, тобто не описуються класичним (нормальним) законом дифузії. З самих загальних теоретичних уявлень динаміка такого процесу може описуватися степеневими законами розподілу, багатомасштабністю, тобто спектром характерних масштабів. Аналітично або чисельно розв'язати задачу про динаміку турбулентної плазми (у тривимірній геометрії) і визначити скейлінг

турбулентності з необхідною детальністю на великих часових масштабах на даний час не вдається. Отже, необхідно з експерименту визначити статистичні властивості турбулентності, пов'язані з масштабною інваріантністю, і отримати оцінки для скейлінгу (показників степеня залежності параметрів плазми у припущенні степеневих законів). Це дає можливість не тільки якісно і кількісно описати особливості турбулентних процесів, а й зрозуміти властивості переносу в розглянутих областях.

АНАЛІЗ ТУРБУЛЕНТНИХ ПРОЦЕСІВ

У феноменологічних каскадних моделях гідродинамічної турбулентності головним припущенням є розділення потоку енергії між осередками меншого масштабу на кожному подальшому кроці каскадного процесу. При цьому малі осередки тільки модулюють енергію, що проходить через них від великих масштабів. Розглядається ієрархія турбулентних осередків в турбулентному середовищі, яка стає більш неоднорідною на менших масштабах. Така феноменологія відповідає парадигмі, в якій переміжність наростає на менших масштабах.

Не дивлячись на те, що в теорії турбулентності розвинені могутні аналітичні методи, сучасні аналітичні моделі все ще не досягають такого ж ступеня детальності та точності, як напівемпіричні каскадні моделі, що засновані на статистичних методах. Особливо це характеризує опис турбулентності з переміжністю, оскільки не тільки переміжність є результатом турбулентної «активності», але і сама турбулентна «активність» розподілена неоднорідно. При цьому функція розподілу описується розподілом Леві [8, 21].

Крім того, аналіз властивостей турбулентних процесів можна доповнити спектральними дослідженнями: фур'є- та вейвлет-аналіз. При цьому вейвлет-розгляд дозволяє навіть простежити за зміною спектральних властивостей сигналу з часом, вказати, які частоти (масштаби) домінують у сигналі в кожен конкретний момент. Але слід відмітити, що спектральний аналіз, крім найпростіших випадків, не дозволяє визначити тип турбулентних процесів (особливо при наявності переміжності).

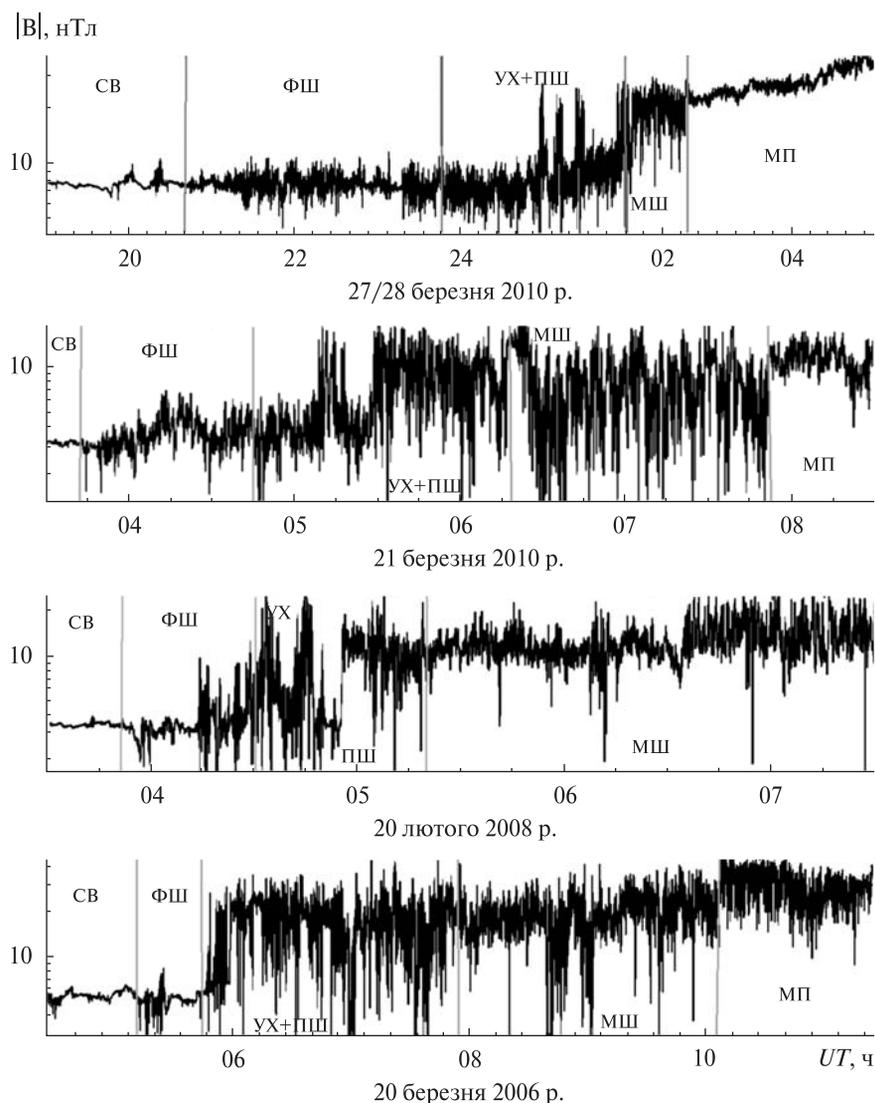


Рис. 3. Приклади супутникових вимірів флуктуацій магнітного поля при русі КА «Самба» місії «Кластер-2» із плазми сонячного вітру в область магнітопаузи

Для апробації розглянутих у роботі методів і підходів дослідження турбулентних властивостей середовища було використано ферозондові виміри флуктуацій магнітного поля космічного апарату «Самба» місії «Кластер-2».

Аналізувалися області проходження магнітосферних приграничних шарів — найбільш збурені області навколосезного простору. При цьому КА рухався із плазми сонячного вітру і послідовно проходив форшокову область (ФШ), ударну хвилю (УХ), постшокову область

(ПШ), магнітошар (МШ) і входив в область магнітопаузи.

Приклади супутникових вимірів флуктуацій магнітного поля з дискретністю 22.5 Гц подано на рис. 3. Добре видно, що флуктуації в магнітошарі суттєво відрізняються від рівня флуктуацій в незбуреному сонячному вітрі насамперед набагато більш високою мінливістю магнітного поля. Відносні варіації поля (відхилення параметра на деякому інтервалі, віднесене до його середнього значення на цьому інтервалі) у магнітошарі пере-

вищують значення в сонячному вітрі приблизно в 2-3 рази. Найбільші флуктуації магнітного поля спостерігаються на фронті УХ- і ПШ-області. При цьому навіть при майже повній відсутності в сонячному вітрі флуктуацій магнітного поля у магнітошарі є варіації, які мають високий рівень збурень. Таким чином, характер турбулентного потоку плазми в МШ не пов'язаний безпосередньо з турбулентністю в СВ і значною мірою є проявом власних процесів у МШ.

Фрактальний розгляд. Слід відмітити, що на сьогоднішній день немає однозначного визначення «фракталу». Згідно з означенням Лавер'є [29], фрактал — геометрична фігура, в якій один і той же фрагмент повторюється при кожному зменшенні масштабу. Фрактали, які характеризуються даними властивостями і які утворюються в результаті простої рекурсивної процедури (комбінації лінійних перетворень) називають конструктивними фракталами. Класичним прикладом конструктивного фракталу може служити дерево, стовбур якого розділяють спочатку на дві гілки, далі ще на дві і т. д. Кожну окрему гілку можна, в свою чергу, розглядати як окреме дерево. Ця конструкція має подібність із двійковою системою обчислення.

Фрактальні множини характеризуються рядом основних властивостей:

- мають тонку структуру (містять довільно малі масштаби),
- занадто нерегулярні, щоб могли бути описані за допомогою геометричних підходів,
- мають форму самоподібності,
- зазвичай «фрактальна розмірність» множини більша, ніж його топологічна розмірність,
- у більшості випадків фрактальні множини визначаються рекурсивно.

При фрактальному розгляді аналізі на масштабі τ , кратному дискретності вимірів в часі індукції магнітного поля Δt , весь часовий діапазон $(N\Delta t)$ розділений на підмножину

$$B_{k,m} = \left\{ \begin{array}{l} B(m\Delta t), B(m\Delta t + \tau), B(m\Delta t + 2\tau), \dots, \\ B(m\Delta t + [(N-m)/k]\tau) \end{array} \right\},$$

де $k = \tau / \Delta t$, $m = 1, 2, \dots, k$, і у квадратних дужках вказано значення, що не перевищує весь часовий інтервал вимірювань.

Тоді фрактальна довжина $L_m(\tau)$ підмножини $B_{k,m}$ визначається як

$$L_m(\tau) = \frac{\left(\sum_{i=1}^k |B(m\Delta t + i\tau) - B(m\Delta t + (i-1)\tau)| \right) A_m}{\tau},$$

де коефіцієнт A_m визначається відношенням $(N-1)/((N-m)/k)k$ і є по суті коефіцієнтом нормування для регулювання розходження кількості даних вимірів розглянутої підмножини.

При усередненні довжини $L_m(\tau)$ по k точках отримують співвідношення $L(\tau) \propto \tau^{-d}$, де d — фрактальна розмірність [24], а $B(t)$ — самоафінні дані.

Для флуктуацій магнітного поля можна провести і спектральний аналіз. Для такого типу даних має місце залежність спектральної потужності від частоти $P(f) \propto f^{-n}$. Крім того, показник степеня пов'язаний із фрактальною розмірністю співвідношенням [32] $n = 5 - 2d$, $d \neq 1$, $d \neq 2$.

Дослідження масштабних властивостей флуктуацій магнітного поля у форшоковій області і порівняння отриманих результатів із фур'є-аналізом подані на рис. 4, де представлено результати фрактального аналізу і фур'є-аналізу. Видно, що фрактальна довжина L характеризується «гладкою» структурою, а фур'є-спектр P має велику кількість нерегулярних коливань. Ці переваги фрактального аналізу над традиційним фур'є-аналізом були відзначені ще в роботі [32]. Апроксимація фрактальних результатів двома пунктирними лініями показує наявність двох областей $L(\tau)$. Зміна нахилу фрактальної довжини відбувається на масштабі $\tau \approx 1.8$ с, а фрактальна розмірність першої області дорівнює 1.4. Це значення добре узгоджується із значенням спектрального індексу для спектрального аналізу $(5 - 2 \cdot 1.4 = 2.2)$.

Часовий масштаб, на якому відбувається зміна фрактальної розмірності, близький до значення іонноциклотронної частоти і, таким чином, характеризує різні масштаби розгляду турбулентних процесів у форшоковій області магнітосфери Землі.

Аналізуючи результати фрактального і спектрального аналізу флуктуацій магнітного поля у форшоковій області, можна виділити такі зако-

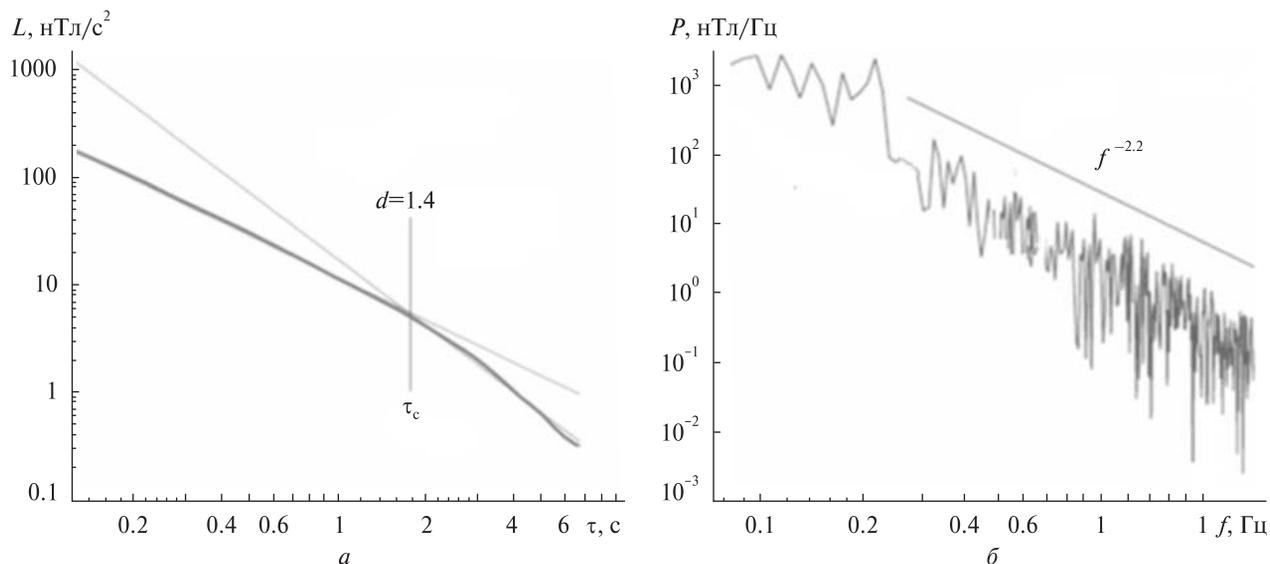


Рис. 4. Порівняння між різними типами аналізу флуктуацій магнітного поля для частини форшокової області (2010/03/27): а — лінійний фрактальний аналіз, б — спектральний аналіз

номірності: фрактальний аналіз характеризується значно більшою стабільністю і локалізацією в часі, ніж спектральний аналіз; фрактальний аналіз дає надійні результати навіть на масштабах, які складають значну частину всього інтервалу вимірів.

Слід відмітити, що підтверджено лінійний зв'язок між отриманою спектральною розмірністю і показником степеня перекачки енергії в турбулентному процесі для форшокової області.

Наведений вище фрактальний аналіз базується на методі (критерії) «yardstick» довжини, який розглядає залежність фрактальної довжини на різних масштабах, кратних дискретності вимірів. Такий підхід не дозволяє дати суттєвої інформації про еволюцію системи. Для цієї мети аналізують функцію густини ймовірності флуктуацій досліджуваних параметрів (PDF-аналіз) [7, 21].

Розподіл ймовірностей амплітуд флуктуацій найпростішого випадкового процесу підпорядковується гауссівському закону

$$P(\tau) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(\tau-\mu)^2}{2\sigma^2}\right),$$

де μ — середнє значення, σ — стандартне відхилення.

Як відзначалося вище, при наявності переміжності будемо мати негауссовий розподіл. В загальному випадку залежність максимуму функції розподілу густини ймовірності $P_t(0)$ із змінною часового масштабу τ можна апроксимувати степеневою залежністю

$$P_t(0) \propto \tau^{-s}.$$

При цьому для гауссівського розподілу показник $s \sim 0.5$, а для розподілу Леві $s > 0.5$.

Що суттєвіше значення s відрізняється від значення 0.5, то на довших масштабах є кореляції в системі і наявні реорганізаційні процеси.

Для турбулентності з переміжністю вірогідність значних флуктуацій на крилах розподілу буде високою завдяки надлишку енергії великомасштабних збурень, що генеруються джерелом.

Для розгляду вимірів параметрів МГД середовища у просторі аналізується залежність $P_t(0) \propto t^{-s}$. Функція розподілу густини ймовірності $P(r, t)$ містить повну інформацію про випадкове поле $f(r, t)$, однак її визначення у повному обсязі практично неможливе. При цьому розгляд густини ймовірності еквівалентний аналізу послідовності (у загальному випадку — нескінченної) статистичних моментів

$$Mf^m = \int f^m P(f) df.$$

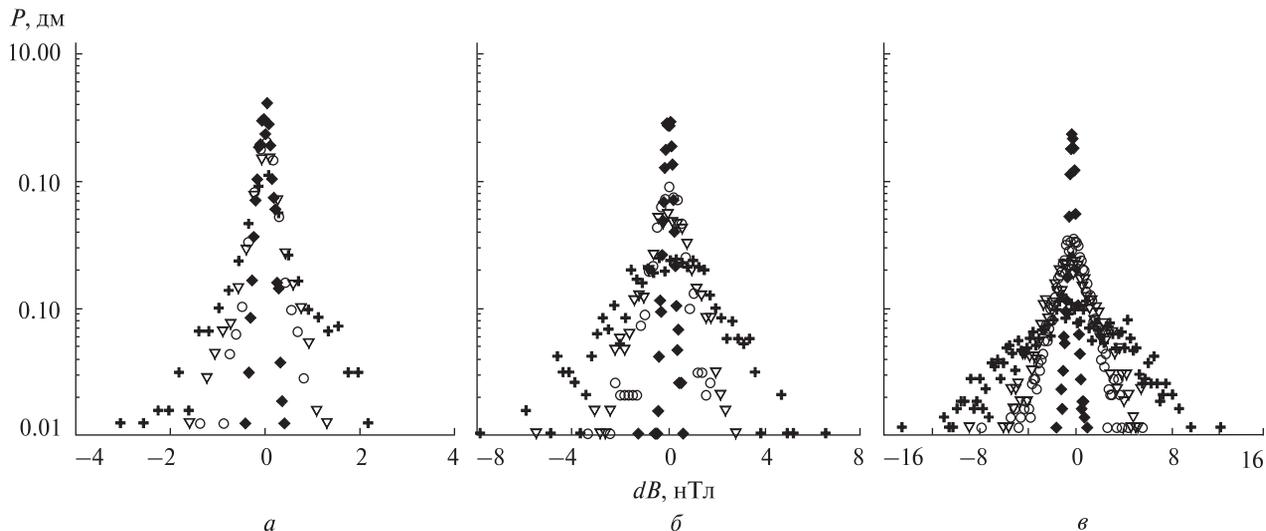


Рис 5. Розподіл ймовірності коливань магнітного поля 21 березня 2010 р. з різним дискретним часом: *а* — для плазми сонячного вітру, *б* — для форшокової області, *в* — для області магнітошару (ромбики — $\tau = 0.0445$ с, кружки — $20\tau = 0.89$ с, трикутники — $40\tau = 1.78$ с, хрестики — $160\tau = 7.12$ с)

Показники степеня значення максимуму функції розподілу густини ймовірності флуктуацій магнітного поля для різних подій і областей в діапазоні до 1 с

Область	20 березня 2006 р.	20 лютого 2008 р.	21 березня 2010 р.	27 березня 2010 р.
Плазма сонячного вітру (СВ)	0.54	0.53	0.50	0.55
Область форшоку (ФШ)	0.75	0.76	0.69	0.73
Постшокова область (ПШ)	1.00	0.89	0.97	0.98
Магнітошар (МШ)	0.91	0.84	0.96	0.92
Область магнітопаузи (МП)	0.77	0.69	0.82	0.65

При цьому момент нульового порядку дорівнює одиниці завдяки умові нормування, момент першого порядку, який називають також математичним очікуванням, дає середнє значення величини. Для моментів другого і вищих порядків зазвичай використовують центральні моменти, обчислювані щодо середніх значень. При цьому центральний момент другого порядку називається дисперсією.

Результати PDF-аналізу для плазми сонячного вітру, форшокової області та області магнітошару показано на рис. 5. Еволюція висоти максимуму функції густини ймовірності флуктуацій магнітного поля при аналізі на різних часових масштабах представлена на рис. 6. Показники степеня значення максимуму функції розподі-

лу густини ймовірності флуктуацій магнітного поля для різних подій і областей в діапазоні до 1 с зібрано в таблиці.

Із рис. 5, 6 і таблиці видно, що в діапазоні до 1 с, за виключенням плазми сонячного вітру, розподіл помітно відхиляється від гауссівського. На масштабах понад 1 с значення параметрів лежать в діапазоні 0.62 до 0.47.

Важливою особливістю отриманих результатів є наявність переміжності у перехідних областях магнітосфери Землі. Для плазми ж сонячного вітру зміна максимуму функції густини ймовірності подібна до типового гауссового розподілу — переміжності немає.

Мультифрактальний аналіз. При наявності переміжності турбулентних процесів зазвичай

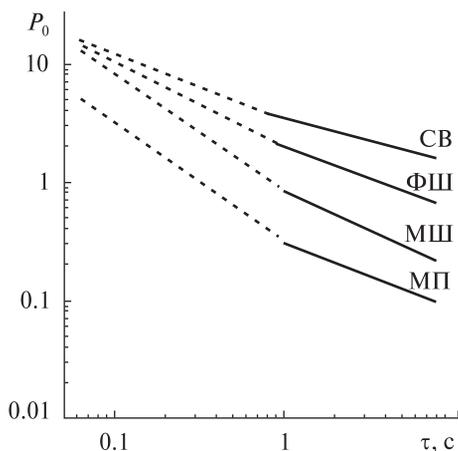


Рис. 6. Значення максимуму функції розподілу густини ймовірності флуктуацій магнітного поля $P(0)$ від кроку по часу в логарифмічному масштабі для 21 березня 2010 р. Експериментальні точки апроксимувалися прямою $P \propto \tau^{-s}$: СВ — плазма сонячного вітру, ФШ — область форшоку, МШ — магнітошар, МП — область магнітопаузи. Значення s подані в таблиці

стикаємося з випадками в яких одне або два значення фрактальної розмірності не відображають реальних властивостей масштабування. У цій ситуації динаміка системи може бути описана за допомогою організованої критичності [17]. При цьому в літературі розглядають особливості з використанням мультифрактального підходу. Для даних цілей проводять аналіз статистичних моментів (структурних функцій) високих порядків. В класичному підході, представленому А. Н. Колмогоровим в 1941 р. (К41), структурні функції для різниці швидкостей на просторовому масштабі l визначаються як [9]:

$$S_q(l) \equiv \langle |v(x+l) - v(x)|^q \rangle \propto l^{\zeta(q)},$$

де степенева залежність від просторового масштабу отримується по суті при умові, що всі статистично усереднені моменти $S_q(l)$ поля швидкостей v на масштабі l залежать лише від середньої швидкості дисипації ϵ_l і даного масштабу l (властивість локальності), а динаміка інерційного діапазону не залежить від способу генерації турбулентності і визначається інваріантом потоку енергії через цей інтервал: середній потік енергії зберігається.

При аналізі змінних в часі флуктуацій МГД-параметрів структурна функція S_q порядку q ви-

значається на масштабі τ як статистичне середнє по ансамблю співвідношень

$$S_q(\tau) = \langle |X(t+\tau) - X(t)|^q \rangle \propto \tau^{\zeta(q)}.$$

Для аналізу моментів функції розподілу визначальним є наявність властивості розширеної самоподібності (в англійській літературі — extended self-similarity (ESS)). Дане явище було виявлене експериментально при дослідженні дрібномасштабної гідродинамічної турбулентності в аеродинамічній трубі [19] і призвело до вироблення критерію узагальненої самоподібності для довільної пари структурних функцій

$$S_q(l) \propto S_p(l)^{\zeta(q)/\zeta(p)}.$$

Передбачається, що така самоподібність є проявом прихованих статистичних симетрій.

Таким чином, при аналізі будують структурні функції у подвійному логарифмічному масштабі. При цьому в інерційному інтервалі виникають лінійні ділянки, нахил яких дає величину степеневих показників ζ_q .

На практиці властивість узагальненої самоподібності дозволяє підвищити точність визначення скейлінгу структурної функції при аналізі експериментальних даних, а структурні функції високих порядків дозволяють охарактеризувати властивості турбулентності навіть на малих масштабах.

Використовуючи властивість розширеної самоподібності можна знайти з досить хорошою точністю скейлінг структурних функцій $\zeta(q)$ і оцінити тип турбулентних процесів.

Для колмогорівської ізотропної турбулентності К41 скейлінг має лінійну залежність $\zeta(q) = q/3$, а для двовимірної моделі турбулентності Ірошнікова — Крейчнана (ІК) $\zeta(q) = q/4$ [27, 28].

Слід додати, що в колмогорівській моделі енергія турбулентних пульсацій передається каскадним чином лише пульсаціям сусідніх масштабів, при цьому сам спектр турбулентності справедливий лише при достатньо великих хвильових числах. За наявності сильних магнітних полів виникає анізотропія, а для опису турбулентних процесів застосовується підхід Ірошнікова — Крейчнана. В рамках цього підходу вважається, що час перенесення енергії по спектру визначається зіткненнями між альфвенівськими

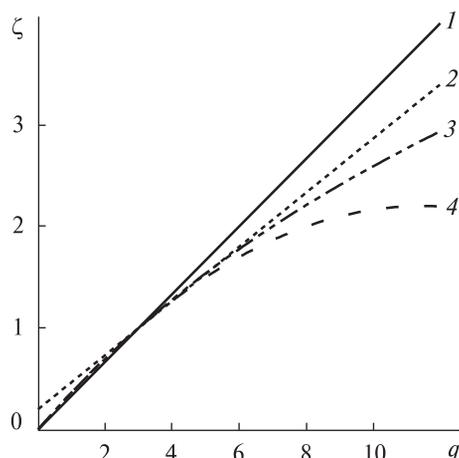


Рис. 7. Порівняння різних тривимірних моделей турбулентних процесів: 1 — модель Колмогорова (К41), 2 — β -модель, 3 — ізотропна логпуассонівська модель, 4 — логнормальна модель

хвильовими пакетами (вихорами) [20]. Час зіткнення хвильових пакетів дорівнює часу прольоту одного хвильового пакету через інший, а швидкість зміни амплітуди швидкості визначається нелінійним конвективним доданком. Відповідні оцінки для часу прольоту, зміни амплітуди швидкості і спектра Ірошнікова — Крейчнана наведено, наприклад, у роботі [2]. Таким чином, модель ІК використовують для пояснення МГД-турбулентності при наявності сильної анізотропії процесів, викликаній магнітними полями. При цьому турбулентні збурення є малими по амплітуді і поширюються уздовж середнього поля (альвенівська турбулентність), тоді як припущення Колмогорова справедливі, якщо флуктуації магнітного поля переважають над зовнішнім магнітним полем.

Нелінійна функціональна залежність $\zeta(q)$ від порядку моменту q для експериментальних даних є наслідком переміжності процесів.

Для інтерпретації нелінійної залежності $\zeta(q)$ використовують ряд моделей.

Логнормальна модель. В рамках даної моделі робиться додаткове припущення, що за нормальним законом розподілений логарифм дисипації енергії

$$P(\varepsilon_l) = ce^{-\frac{(\ln \varepsilon - a)^2}{2\sigma_l^2}},$$

де P — функція розподілу ймовірності, $a = \ln \bar{\varepsilon}$, σ_l^2 — дисперсія.

При цьому [16]

$$\zeta_q = \frac{q}{3} + \frac{\mu}{18} q(3-q),$$

де μ — коефіцієнт переміжності в логнормальній моделі, що з точністю до знака є показником степеня для моменту другого порядку поля дисипації енергії

$$\langle \varepsilon_l^2 \rangle \propto l^{-\mu}.$$

β -модель. У β -моделі вводиться величина, що характеризує фрактальну розмірність активної області (D) і використовується гіпотеза про те, що потік енергії як і раніше постійний, але по мірі просування до малих масштабів він зосереджується все у меншій частині простору.

Показник степеня структурної функції в рамках даної моделі задається співвідношенням:

$$\zeta_q = \frac{q}{3} + \frac{(3-D)(3-q)}{3}.$$

На відміну від логнормальної моделі, яка дає квадратичну поправку до колмогоровського закону $q/3$ для масштабних показників, β -модель дає лінійну поправку [30, 35].

Логпуассонівські моделі. Є моделями останнього покоління, що виникли в середині 1990-х рр. і базуються на властивості розширеної самоподібності (ESS-аналіз) — розширення інерційного інтервалу відбувається при розгляді будь-якої пари структурних функцій.

В логпуассонівських моделях турбулентності показник степеня структурної функції $\zeta(q)$ визначається співвідношенням [23]

$$\zeta(q) = (1-\Delta)\frac{q}{3} + \frac{\Delta}{1-\beta}[1-\beta^{q/3}],$$

де β і Δ — параметри, які характеризують переміжність і сингулярність дисипативних процесів відповідно. Важливо, що в рамках даної моделі розглядається стохастичний мультиплікативний каскад, і логарифм енергії дисипації описується пуассонівським розподілом. Для ізотропної тривимірної турбулентності Ше і Левек (ШЛ) запропонували значення $\Delta = \beta = 2/3$ [37]. Важливо, що варіюючи значення параметрів Δ і β , можна отримати показник степеня для різних типів моделей.

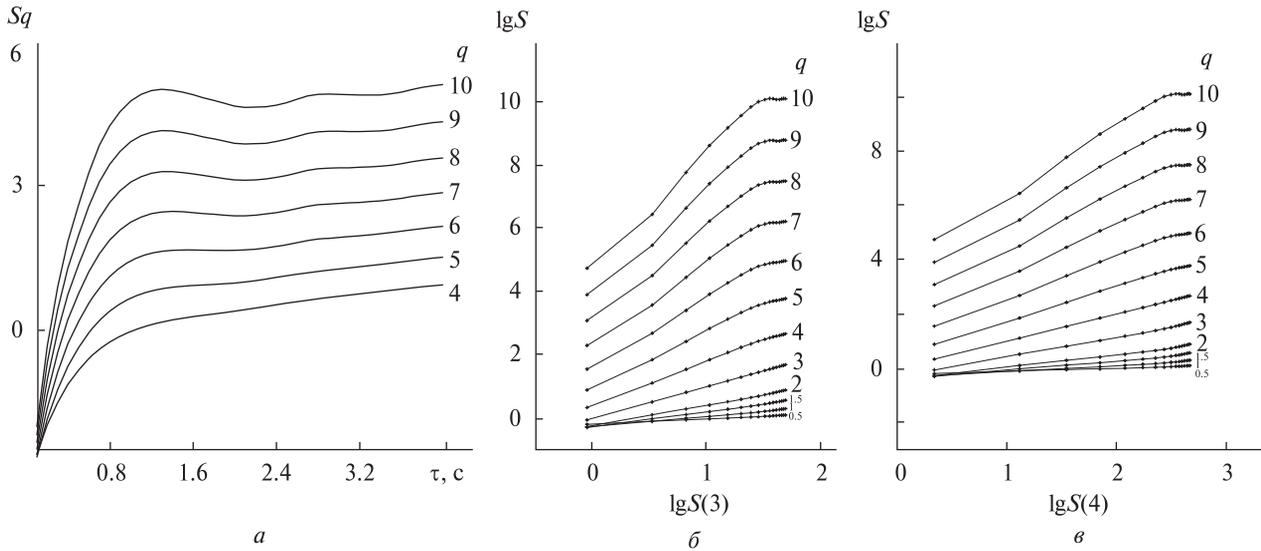


Рис. 8: а — Залежність моментів структурної функції від часового масштабу; б, в — графіки для визначення скейлінгу структурних функцій $\zeta(q)/\zeta(3)$ та $\zeta(q)/\zeta(4)$

Порівняння різних моделей турбулентних процесів представлено на рис. 7.

При аналізі особливостей структурних функцій (моментів функції густини ймовірності) різних порядків q відповідно до часового інтервалу τ для ряду даних $B(t)$ структурна функція визначалася співвідношенням [6, 26]

$$S_q(\tau) = \langle |B(t+\tau) - B(t)|^q \rangle \propto \tau^{\zeta(q)},$$

де $\langle \dots \rangle$ означає усереднення експериментальних даних за часом.

Степенева залежність типу $S_q(\tau) \sim \tau^{\zeta(q)}$ (тобто самоподібність — лінійна залежність) спостерігається на обмеженому інтервалі часових масштабів, що відповідає інерційному діапазону (рис. 8, а). В перехідних областях магнітосфери Землі такий інтервал спостерігається на масштабах приблизно 1 с — значення, близьке до іонноциклотронної частоти для розглянутих супутникових вимірів. Наявність даних із дискретністю 22.5 Гц дозволяє провести аналіз структурних функцій високих порядків і визначити властивості турбулентності на малих масштабах — до 1 с.

Порівняння експериментальних даних із тривимірними моделями турбулентних процесів провадилося шляхом розгляду скейлінгу струк-

турної функції, нормованого на скейлінг для третього моменту. Оскільки для колмогорівської моделі турбулентності K41 $\zeta(3) = 3/3 = 1$. Значення $\zeta(q)/\zeta(3)$ отримують із нахилу графіка в логарифмічному масштабі (рис. 8, б) (порівняння експериментальних даних із колмогорівською моделлю турбулентності K41).

Для порівняння ж даних експерименту із моделлю двовимірної турбулентності Ірошнікова — Крейчнана знаходять залежність $\zeta(q)/\zeta(4)$, оскільки для неї $\zeta(4) = 4/4 = 1$ (рис. 8, в).

Результати розрахунку скейлінгів моментів функції густини ймовірності флуктуацій магнітного поля для різних порядків q при аналізі маломасштабної турбулентності та порівняння їх із колмогорівською моделлю, ізотропною логпуасонівською моделлю ($\zeta(q) = q/9 + 2(1 - (2/3)^{q/3})$) та двовимірною моделлю Ірошнікова — Крейчнана [28, 33] представлено на рис. 9.

Серед отриманих результатів можна відмітити, що турбулентні процеси близькі до двовимірної моделі Ірошнікова — Крейчнана у плазмі сонячного вітру, добре описуються ізотропною логпуасонівською каскадною моделлю всередині магнітошару. Найбільша неоднорідність (переміжність) та неізотропність турбулентних процесів спостерігається у постшоковій області.

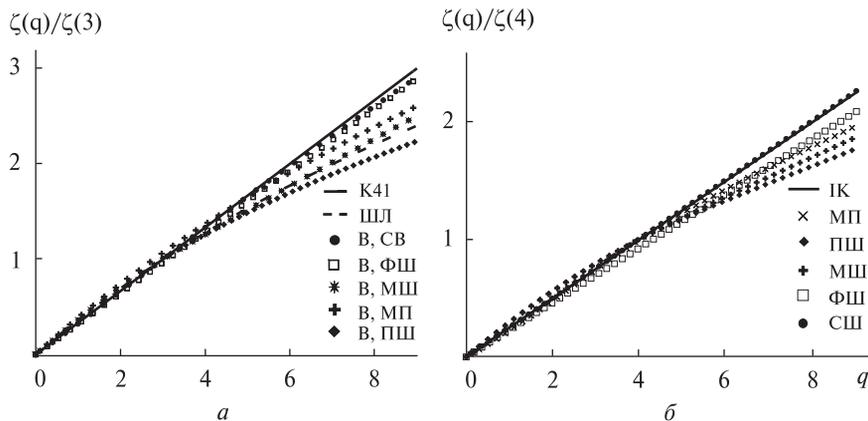


Рис. 9. Відношення $\zeta(q)/\zeta(3)$ та $\zeta(q)/\zeta(4)$ для 20 березня 2006 р: K41 та ІК — розрахунки в рамках моделей Колмогорова та Ірошнікова — Крайчнана, ШЛ — розрахунки в рамках ізотропної лог-пуасонівської каскадної моделі; МП, СВ, ФШ, МШ, ПШ — експериментальні дані для області магнітопаузи, плазми сонячного вітру, форшокової області, магнітосфери і постшокової області відповідно

Важливо, що в рамках мультифрактального аналізу, отримавши з експериментальних даних значення $\zeta(q)$ можна побудувати і мультифрактальний спектр (спектр сингулярностей), що описує глобальну природу розподілу областей із різним скейлінгом [38]. Для визначення спектру сингулярностей $D(h)$ і показників Гельдера h можна використати послідовність розрахунків:

$$S_q(\tau) = \left\langle |B(t+\tau) - B(t)|^q \right\rangle \propto \tau^{\zeta(q)} \Rightarrow$$

$$D(h) = \min_q (qh - \zeta(q) + 1), \quad h = d\zeta / dq.$$

Вигляд мультифрактального спектру для різних областей представлено на рис. 10.

По аналогії з мультифрактальним формалізмом і статистичною термодинамікою [11, 12] змінні h і q відіграють таку ж роль у статистичному описі процесу, що енергія і обернена температура в термодинаміці.

В більш загальному підході (більш коректно) спектр сингулярності можна отримати із перетворень Лежандра функції $\zeta(q) - 1$ [31] та з використанням методу WTMM (Wavelet transform modulus maxima) [18], що дозволяє детектувати всі сингулярності в сигналі шляхом пошуку локальних максимумів для даного масштабу.

Для всіх флуктуацій магнітного поля, які було зараєстровано у перехідних областях магнітосфери Землі, має місце уширений (параболічний)

вигляд мультифрактального спектру. Саме уширення і дзвоноподібність — типові ознаки мультифрактальності стохастичних процесів. Слід відмітити, що для броунівського процесу (турбулентність колмогорівського типу) $D(h)$ є точкою з показником Гельдера $h = 1/3$, тобто процес характеризується одним значенням показника [20]. Різниця $h_{\max} - h_{\min}$ є кількісною характеристикою спектру, яку можна використовувати як показник ступеня відхилення від ізотропної турбулентності — колмогорівського процесу. Розширення спектру $D(h)$ для проаналізованих областей магнітосфери лежить у межах 0.4—0.7. Найбільше розширення спостерігається для постшокової області, а найменше — для форшоку. Узагальнена розмірність D , згідно з логнормальною моделлю, пов'язана із коефіцієнтом переміжності μ співвідношенням $\mu = -2dD_q / dq$ при $q = 0$. Значення узагальненої розмірності в залежності від порядку структурної функції (як для додатніх, так і від'ємних значень) та її порівняння із логнормальною моделлю представлено на рис. 11.

Узагальнена розмірність близька до логнормальної моделі тільки для невеликого діапазону порядку моментів. Слід зазначити, що логнормальна модель є частиною каскадної моделі, яка генерує мультиплікативний випадковий сигнал.

Ще одним результатом наведеного вище мультифрактального аналізу є визначення коефіцієнта переміжності, який лежить в діапазоні від 0.2 до 0.4. Це означає, що коррекцію на переміжність потрібно вводити при аналізі степеня спектрального індексу для розгляду моделей турбулентності. Крім того, не слід забувати, що ми аналізуємо флуктуації магнітного поля, а не потоку швидкості — тобто може бути різниця між рідиною і МГД-середовищем, оскільки для однорідного потоку рідини показник степеня спектрального індексу дорівнює $5/3$, а для випадку МГД-речовини — $3/2$.

Вейвлет-аналіз. При дослідженні турбулентних процесів за необхідності проаналізувати просторові поля зі складною, багатомасштабною структурою або часових сигналів із змінним з часом спектральним складом використовується вейвлет-аналіз [1, 15]. Вейвлети об'єднали в собі дві важливі властивості — подібність і виражену локалізованість у фізичному і фур'є-просторах. Основні вимоги, яким має задовольняти сімейство функцій, щоб бути вейвлетами, такі:

- допустимість (аналізуючий вейвлет $\psi(t)$ (вживають також термін материнський вейвлет), повинен мати нульове середнє значення;

- подібність. Всі функції сімейства отримуються із аналізуючого вейвлету шляхом масштабного перетворення і зсуву;

- зворотність. Вейвлет-перетворення має бути зворотним, тобто має існувати зворотне перетворення, яке однозначно відновлює вихідну функцію за її вейвлет-представленням;

- регулярність. Функція $\psi(t)$ повинна бути добре локалізована і у фізичному просторі, і у просторі Фур'є.

На відміну від перетворення Фур'є, вейвлет-перетворення допускає широкий вибір аналізованих функцій. Відповідно до першої вимоги, вейвлет завжди є знакозмінною функцією, що включає зазвичай невелику кількість осциляцій. Вибір конкретного виду вейвлета залежить від цілей проведеного аналізу.

Вейвлет-перетворення відображає простір функцій однієї змінної (час) у простір функцій двох змінних (час і частота, або час і масштаб) і є надлишковим. Надлишок неперервного

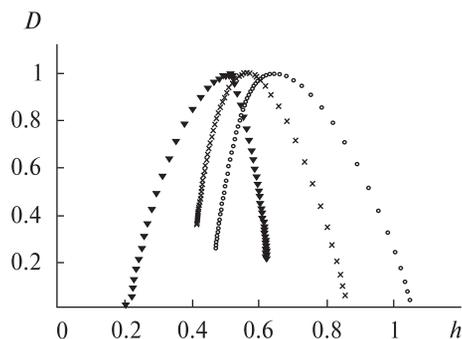


Рис. 10. Значення мультифрактального спектру $D(h)$ в залежності від показника Гельдера для різних перехідних областей магнітосфери Землі (27 березня 2010 р.): трикутники — форшокова область, кружки — постшокова область, хрестики — область магнітосфари

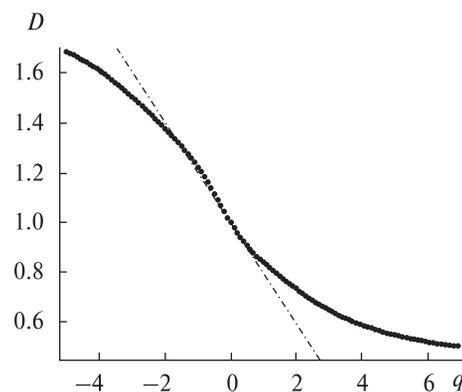


Рис. 11. Узагальнена розмірність в залежності від порядку структурної функції для області магнітосфари (27 березня 2010 р.). Порівняння узагальненої розмірності із логнормальною моделлю (штрих-пунктирна лінія)

вейвлет-перетворення виражається в кореляції вейвлет-коефіцієнтів, яка тим більша, чим більший розглянутий масштаб. Інакше кажучи, що більший масштаб, то менше незалежних точок у вейвлет-розкладі. Цей недолік усувається в дискретному вейвлет-представленні.

Вейвлет-представлення проектує одновимірний сигнал (який був функцією тільки часу) на площину «час — частота» і дозволяє побачити зміну в часі спектральних властивостей сигналу.

Материнський вейвлет, використаний в роботі, задовольняє умову $\psi(t) = \psi(t-b)/a$ де $a > 0$ — масштабний фактор (розтягнення) функції, b —

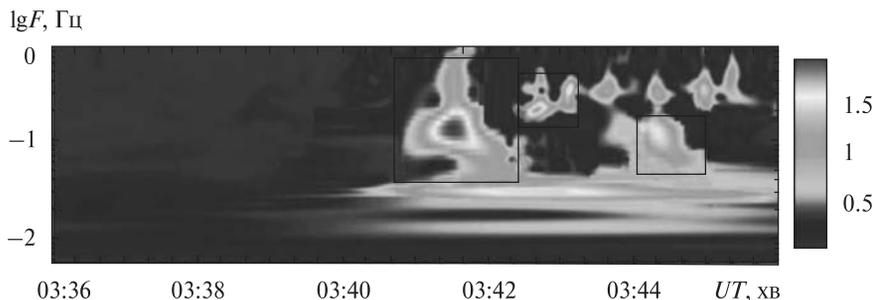


Рис. 12. Результат вейвлет-аналізу флуктуацій модуля магнітного поля при русі космічного апарата із плазми сонячного вітру у форшокову область (21 березня 2010 р.) (флуктуації у плазмі сонячного вітру сумірні з похибкою магнітометра). Прямокутниками виділено каскадні процеси. Момент переходу із плазми сонячного вітру у форшокову область — 03:41 UT

параметр, що характеризує зсув материнського вейвлету. Коефіцієнт масштабування прямо пов'язаний з частотою. Коефіцієнти для використаного безперервного вейвлет-перетворення мають вигляд [25, 36]

$$W(a, b) = \frac{1}{\sqrt{a}} \int_{-\infty}^{\infty} s(t) \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) dt.$$

Використаний материнський вейвлет є вейвлетом Гаусса — Морле і задавався функцією

$$y(t) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \times \left[\exp(-i2\pi f_0 t) - \exp(-2\pi^2 \sigma^2 f_0^2) \right] \exp\left(-\frac{t^2}{2\sigma^2}\right),$$

де f_0 — параметр частоти, яка дозволяє змістити частотний діапазон для дослідження, σ — ширина гаусової обвідної.

Хороша дискретність вимірів флуктуацій магнітного поля дозволила провести аналіз високочастотної області спектру. Результати вейвлет-аналізу у форшоковій області представлено на рис. 12. Добре видно наявність кількох компонентів частот. Можна відмітити наявність низькочастотної складової (0.015 і 0.026 Гц) яка з'явилась безпосередньо перед початком перетину форшокової області (03:41 UT). У моменти 3:43:40, 3:44:20, 3:45:00, 3:45:20 UT спостерігаються коливання на частоті близько 0.3 Гц. Крім того, найцікавішою є наявність каскадних процесів (виділені прямокутниками). Так відразу після входження у форшокову область коливан-

ня, що виникли на частоті 0.2 Гц, поступово зміщуються з часом до частоти 0.04 Гц. Аналогічна ситуація спостерігається і о 03:44 UT.

Отже, маємо зворотний каскадний процес — перехід від високих частот до низьких. Прямий каскадний процес спостерігається у момент часу 03:42:25 UT і характеризується переходом від низьких до високих частот (від 0.15 до 0.4 Гц). Інтенсивність зворотного каскадного процесу, що розпочався о 03:41 UT, суттєво вища, ніж для зворотного каскадного процесу, що розпочався о 03:44 UT.

Таким чином, за допомогою вейвлет-аналізу можна, крім характерних частот, визначити наявність у досліджуваній області прямих чи зворотних каскадних процесів.

Бікогерентний вейвлет-аналіз. Бікогерентне вейвлет-перетворення є розрахунком вейвлетного біспектру, який є узагальненням вейвлет-перетворення. Нормалізований біспектр (бікогерентність) характеризує фазові співвідношення (фазовий зв'язок) між різними частотними складовими, наявними у сигналі. Про фазовий зв'язок можна говорити тільки в тому випадку, коли в аналізованому сигналі одночасно є дві частоти, сума чи різниця яких, а також сума фаз цих частотних компонентів залишається сталою протягом деякого проміжку часу. Бікогерентність є кількісною мірою такого фазового зв'язку.

Таким чином, бікогерентний вейвлет-аналіз використовують для пошуку взаємодії «хвиля — хвиля». Використаний в роботі бікогерентний

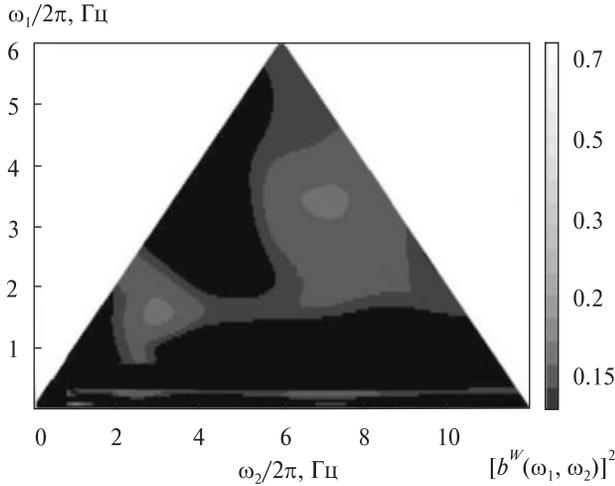


Рис. 13. Результати біспектрального аналізу для області магнітошару (27 березня 2010 р.)

вейвлет-аналіз визначався як [22]

$$\begin{aligned} \left[b^W(a_1, a_2) \right]^2 &= \\ &= \frac{|B^W(a_1, a_2)|^2}{\int |W_f(a_1, \tau) W_f(a_2, \tau)|^2 d\tau \int |W_f(a, \tau)|^2 d\tau}, \end{aligned}$$

де $B^W(a_1, a_2)$ — нормалізований біспектр:

$$B^W(a_1, a_2) = \int W_f^*(a, \tau) W_f(a_1, \tau) W_f(a_2, \tau) d\tau,$$

$W_f(a, \tau)$ — вейвлет-перетворення, що визначається в часовому інтервалі $t_0 \leq t \leq t_1$, величина a визначається зі співвідношення $1/a = 1/a_1 + 1/a_2$ — по суті правило сумування частот. Зірочкою позначено комплексне спряження.

Вейвлетний взаємний біспектр можна інтерпретувати як фазовий зв'язок між хвилями (вейвлетами), частоти яких задовольняють правило сумування частот.

Результати проведеного біспектрального аналізу для області магнітошару подано на рис. 13. Серед результатів можна відмітити наявність двох бімаксимумів на частотах $f_1 = 1.5$ Гц і 3.25 Гц та на частотах $f_2 = 3.5$ Гц і 7.1 Гц. При цьому $f_1 + f_2$ дорівнює 5 і 10.35 Гц відповідно для першого і другого максимуму. Значення бікогерентного максимуму як для першого, так і для другого ви-

падку перевищує 50 % (значення 0.5 на кольоровій шкалі).

Проведений біспектральний аналіз вказує на наявність фазового зв'язку між різними частотними сигналами, які мають місце у флуктуаціях магнітного поля, і свідчить про багатомасштабний характер динаміки магнітосфери.

ВИСНОВКИ

Відібрано методи і підходи, які можна використовувати для розгляду гідродинамічних і магнітогідродинамічних турбулентних потоків. При цьому можна аналізувати особливості як однорідних турбулентних процесів — описуються моделлю Колмогорова 1941 (тривимірна турбулентність) та моделлю Ірошнікова — Крейчнана (двовимірна, анізотропна турбулентність) — так і неоднорідних турбулентних процесів, при яких активні області співіснують з пасивними, в яких потік квазіламінарний (турбулентність з переміжністю).

Визначено, що для аналізу типу турбулентних процесів найкраще підходять методи статистичної фізики. В рамках статистичного підходу розглянуто фрактальний та мультифрактальний аналіз. Фрактальний аналіз базується на визначенні фрактальної довжини та висоти максимуму функції густини ймовірності флуктуацій досліджуваних параметрів (PDF-аналіз), а при мультифрактальному аналізі провадиться дослідження степеневих залежностей статистичних моментів високих порядків, а також будується мультифрактальний спектр.

Вказано, що статистичний аналіз властивостей турбулентних процесів можна доповнити спектральними дослідженнями: фур'є- та вейвлет-аналіз. При цьому вейвлет-розгляд дозволяє навіть простежити за зміною спектральних властивостей сигналу з часом, вказати, які частоти (масштаби) домінують в сигналі в кожен конкретний момент. Але слід відмітити, що спектральні дослідження, крім найпростіших випадків, не дозволяють визначити тип турбулентних процесів, особливо при наявності переміжності.

Для апробації розглянутих у роботі методів і підходів дослідження турбулентних властивостей середовища було використано ферозондові

виміри флуктуацій магнітного поля космічного апарата «Самба» місії «Кластер-2» у перехідних областях магнітосфери Землі та плазмі сонячного вітру.

Аналізуючи результати фрактального та спектрального аналізу флуктуацій магнітного поля у форшоковій області можна виділити такі закономірності: фрактальний аналіз характеризується значно більшою стабільністю і локалізацією в часі, ніж спектральний аналіз; крім того, він дає надійні результати навіть при аналізі на масштабах, які складають значну частину всього інтервалу вимірів. Підтверджено лінійний зв'язок між отриманою спектральною розмірністю і показником степеня перекачки енергії в турбулентному процесі для форшокової області.

Для отримання детальнішої інформації про еволюцію системи аналізують функцію густини ймовірності флуктуацій досліджуваних параметрів (PDF-аналіз).

При апробації визначено різні масштаби турбулентних процесів у перехідних областях магнітосфери Землі (значення відповідає іонноциклотронній частоті).

Визначено, що для аналізу типу турбулентних процесів потрібно знайти моменти функції розподілу флуктуацій досліджуваних МГД-параметрів, визначити показник степені структурної функції та порівняти отримані результати із наявними на сьогоднішній день моделями: логнормальна, β -модель, логпуасонівська, Колмогорова, Ірошнікова — Крейчнана та ін. Крім того, в рамках мультифрактального аналізу з використанням експериментальних значень показника степеня для структурної функції можна побудувати мультифрактальний спектр (спектр сингулярностей).

Мультифрактальний розгляд дозволяє також визначити коефіцієнт переміжності турбулентного процесу та особливості дисипативних структур.

Методом вейвлет-аналізу вдалося, крім визначення характерних частот, виявити прямі та зворотні каскадні процеси в досліджуваній області. Два зворотні та один прямий каскад зафіксовані у форшоковій області магнітосфери Землі. Для пошуку фазового зв'язку між різними частотни-

ми сигналами (пошук взаємодії «хвиля-хвиля»), які мають місце у флуктуаціях магнітного поля, можна застосовувати бікогерентний вейвлет-аналіз.

Апробація методів і підходів до дослідження характеристики турбулентного середовища у перехідних шарах магнітосфери Землі та плазмі сонячного вітру показала хорошу відповідність між різними дослідженнями і можливість взаємного їхнього доповнення для створення картини процесів у найменш досліджених середовищах — турбулентних.

Автор вдячна Л. М. Зеленому, С. П. Савіну, а також рецензенту за обговорення отриманих результатів та цінні зауваження. Автор вдячна також А. Т. Луї за представлені дані супутникових вимірювань та співпрацю.

Робота виконувалася відповідно до Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2012—2016 рр. та за підтримки освітньої програми Міністерства освіти і науки України № 2201250 «Освіта, навчання студентів, аспірантів, наукових і педагогічних кадрів за кордоном» (стажування в лабораторії прикладної фізики університету імені Джона Хопкінса, Мерленд, США), гранту 90312 фонду Фольксваген («VW-Stiftung») і Міжнародного інституту космічних досліджень ISSI (Teat 132), Берн, Швейцарія.

1. Астафьева Н. М. Вейвлет-анализ: основы теории и примеры применения // Успехи физ. наук. — 1996. — 166. — С. 1145—1170.
2. Загородний А. Г., Черемных О. К. Введение в физику плазмы. — Киев: Наук. думка, 2014. — 696 с.
3. Заславский Г. М., Сагдеев Р. З. Введение в нелинейную физику. От маятника до турбулентности и хаоса. — М.: Наука, 1988. — 368 с.
4. Кадомцев Б. Б. Турбулентность плазмы // Вопросы теории плазмы / Под ред. М. А. Леонтовича. — М.: Атомиздат, 1964. — С. 188—335.
5. Кадомцев Б. Б. Коллективные явления в плазме. — М.: Наука, 1988. — 303 с.
6. Козак Л. В. Статистичний розгляд турбулентних процесів у магнітосфері Землі за вимірами супутника «Інтербол» // Космічна наука і технологія. — 2010. — 16, № 1. — С. 28—39.
7. Козак Л. В., Пилипенко В. А., Чугунова О. М., Козак П. Н. Статистический анализ турбулентности

- форшоковой области и магнитослоя Земли // Космич. исслед. — 2011. — **49**, № 3. — С. 202—212.
8. Козак Л. В., Савин С. П., Будаев В. П. и др. Характер турбулентности в пограничных областях магнитосферы Земли // Геоматнезизм и аэрономия. — 2012. — **52**, № 4. — С. 470—481.
 9. Колмогоров А. Н. Локальная структура турбулентности в несжимаемой вязкой жидкости при очень больших числах Рейнольдса // Докл. АН СССР. — 1941. — **30**, № 4. — С. 299—303.
 10. Космическая геогелиофизика / Под ред. Л. М. Зеленого, И. С. Веселовского. — М.: Физматлит, 2008. — Том 1. — 624 с.
 11. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Гидродинамика. — М. Наука, 1988. — 736 с.
 12. Монин С., Яглом А. М. Статистическая гидромеханика. Ч. 2. Механика турбулентности. — Л. Гидрометеоиздат, 1967. — 720 с.
 13. Новиков Е. А., Стюарт Р. У. Перемежаемость турбулентности и спектр флюктуаций диссипации энергии // Изв. АН СССР. Сер. геофизика. — 1964. — **3**. — С. 408—413.
 14. Савин С. П., Зеленый Л. М., Амата Э. и др. Динамическое взаимодействие потока плазмы с горячим погранслоем геомагнитной ловушки // Письма в ЖЕТФ. — 2004. — **79**, № 8. — С. 452—456.
 15. Фрик П. Г. Вейвлет-анализ и иерархические модели турбулентности. — Пермь: ИМ СС УрО РАН, 1992. — 40 с.
 16. Фрик П. Г. Турбулентность: модели и подходы. Курс лекций. — Пермь: Перм. гос. техн. ун-т, 1999. — Ч. II. — 136 с.
 17. Фриш У. Турбулентность: Наследие А. Н. Колмогорова. — М.: Фазис, 1998. — 343 с.
 18. Vacry E., Muzy J. F., Arneodo A. Singularity spectrum of fractal signals from wavelet analysis: exact results // J. Statistical Phys. — 1993. — **70**. — P. 635—654.
 19. Benzi R., Ciliberto S., Tripicciono R., et al. Extended self-similarity in turbulent flows // Phys. Rev. E. — 1993. — **48**. — P. R29—R32.
 20. Budaev V. P., Savin S., Zelenyi L., et al. Intermittency and extended self-similarity in space and fusion plasma: boundary effects // Plasma Phys. Control Fusion. — 2008. — **50**. — P. 074014—074023.
 21. Consolini G., Kretzschmar M., Lui A. T. Y., et al. On the magnetic field fluctuations during magnetospheric tail current disruption: A statistical approach // J. Geophys. Res. — 2005. — **110**. — A07202. doi:10.1029/2004JA010947.
 22. Consolini G., Lui A. T. Y. Symmetry breaking and nonlinear wave-wave interaction in current disruption: possible evidence for a dynamical phase transition // Magnetospheric current systems / Eds S.-I. Ohtani, R. Fujii, M. Hesse, R. L. Lysak. — Washington: AUG, 2000. — **118**. — 395 p.
 23. Dubrulle B. Intermittency in fully developed turbulence: Log-Poisson statistics and generalized scale covariance // Phys. Rev. Lett. — 1994. — **73**. — P. 959—962.
 24. Feder J. Fractals. — New York: Plenum Press, 1988. — 12 p.
 25. Grossmann A., Morlet J. Decomposition of Hardy functions into square integrable wavelets of constant shape // SIAM J. Math. Anal. — 1984. — **15**. — P. 723—731.
 26. Kozak L., Lui A., Savin S. Statistical analysis of the magnetic field measurements // Odessa Astron. Publ. — 2014. — **26/2**. — P. 268—271.
 27. Kraichnan R. H. The structure of isotropic turbulence at very high Reynolds numbers // J. Fluid Mech. — 1959. — **5**. — P. 497—543.
 28. Kraichnan R. H. Convergents to turbulence functions // J. Fluid Mech. — 1970. — **41**. — P. 189—217.
 29. Lauwerier H. A. Fractals — images of chaos. — London: Princeton Univ. Press, 1991. — 240 p.
 30. Lovejoy S., Schertzer D., Silas P. Diffusion in one dimensional multifractal porous media // Water Resources Research. — 1998. — **34**. — P. 3283—3291.
 31. Mallat S., Hwang W. L. Singularity detection and processing with wavelets // IEEE Trans. Inform. Theory. — 1992. — **32**, N 2. — P. 617—643.
 32. Ohtani S., Higuchi T., Lui A. T. Y., Takahashi K. Magnetic uctuations associated with tail current disruption: fractal analysis // J. Geophys. Res. — 1995. — **100**. — P. 19135—19147.
 33. Politano H., Pouquet A., Carbone V. Determination of anomalous exponents of structure functions in two-dimensional magnetohydrodynamic turbulence // Europhys. Lett. — 1998. — **43**. — P. 516—521.
 34. Savin S. P., Borodkova N. L., Budnik E. Yu., et al. Interball tail probe measurements in outer cusp and boundary layers // Geospace Mass and Energy Flow: Results from the International Solar-Terrestrial Physics Program / Eds J. L. Horwitz, et al. — Washington: AGU, 1998. — Vol. 104. — P. 25—44.
 35. Schertzer D., Lovejoy S., Hubert P. An introduction to stochastic multifractal fields // Mathematical problems in environmental science and engineering / Eds A. Ern, L. Weiping. — Beijing: Higher Education Press, 2002. — **4**. Ser. in contemporary applied mathematics. — P. 106—179.
 36. Schroter E. H., Soltau D., Wiehr E. The German solar telescopes at the Observatorio del Teide // Vistas in Astron. — 1985. — **28**. — P. 519—525
 37. She Z., Leveque E. Universal scaling laws in fully developed turbulence // Phys. Rev. Lett. — 1994. — **72**. — P. 336—339.
 38. Yordanova E., Grzesiak M., Wernik A. W., et al. Multifractal structure of turbulence in the magnetospheric cusp // Ann. geophys. — 2004. — **22**. — P. 2431—2440.

Стаття надійшла до редакції 23.10.14

REFERENCES

1. *Astaf'eva N. M.* Wavelet analysis: basic theory and some applications. *Phys. Usp.* **166**(11), 1145—1170 (1996) [in Russian].
2. *Zagorodnij A. G., Cheremnykh O. K.* Introduction to the plasma physics, 696 p. (Nauk. dumka, Kiev, 2014) [in Russian].
3. *Zaslavskij G. M., Sagdeev R. Z.* Introduction to the nonlinear physics. From the pendulum to turbulence and chaos, 368 p. (Nauka, Moscow, 1988) [in Russian].
4. *Kadomcev B. B.* Turbulence of plasma Questions of plasma theory. Is.4, Ed. by M. A. Leontovich, 188—339 (Atomizdat, Moscow, 1964) [in Russian].
5. *Kadomcev B. B.* Collective phenomena in plasma, 303 p. (Nauka, Moscow, 1988) [in Russian].
6. *Kozak L. V.* A statistical approach for turbulent processes in the Earth's magnetosphere from measurements of the satellite Interball. *Kosm. nauka tehnol.* **16** (1), 28—39 (2010) [in Russian].
7. *Kozak L. V., Pilipenko V. A., Chugunova O. M., Kozak P. N.* Statistical analysis of turbulence in the foreshock region and in the Earth's magnetosheath. *Cosmic Research*, **49** (3), 202—212 (2011) [in Russian].
8. *Kozak L. V., Savin S. P., Budaev V. P., Pilipenko V. A., Lezhen L. A.* Character of turbulence in the boundary regions of the Earth's magnetosphere. *Geomagnetism and Aeronomy*, **52** (4), 470—481 (2012) [in Russian].
9. *Kolmogorov A. N.* The Local Structure of Turbulence in Incompressible Viscous Fluid for Very Large Reynolds' Numbers. *Dokl. Academy of Sciences of the USSR*, **30**(4), 299—303 (1941) [in Russian].
10. *Zelenyj L. M., Veselovskij I. S.* (Eds.) Space geoheliophysics [Kosmicheskaja geogeliofizika]. Vol. 1, 624 p. (Vol. 1-2; Vol. 1) (Fizmatlit, Moscow, 2008) [in Russian].
11. *Landau L. D., Lifshic E. M.* Hydrodynamics [Gidrodinamika], 736 p. (Nauka, Moscow, 1988) [in Russian].
12. *Monin S., Jaglom A. M.* Statistical Fluid Mechanics. Part 2. Turbulence Mechanics [Staticheskaja gidromehanika. Pt. 2. Mehanika turbulentsniti], 720 p. (Gidrometeoizdat, Leningrad, 1967) [in Russian].
13. *Novikov E. A., Stjuart R. U.* The intermittency of turbulence and a range of energy dissipation fluctuations [Peremezhnaemost' turbulentsnosti i spektr fljukuacij dissipacii jenerгии]. *Bulletin of the Academy of Sciences of the USSR. Geophysics Series*, N 3, 408—413 (1964) [in Russian].
14. *Savin S. P., Zelenyi L. M., Amata E., et al.* Dynamic interaction of plasma flow with the hot boundary layer of a geomagnetic trap. *Journal of Experimental and Theoretical Physics Letters*, **79** (8), 452—456 (2004) [in Russian].
15. *Frik P. G.* Wavelet analysis and hierarchical model of turbulence, 40 p. (IMSS UrO RAN, Perm', 1992) [in Russian].
16. *Frik P. G.* Turbulence: Models and Approaches. Lecture Course. Pt. II, 136 p. (Perm State Techn. Univ., Perm', 1999) [in Russian].
17. *Frisch U.* Turbulence. The Legacy of A. N. Kolmogorov, 343 p. (Fazis, Moscow, 1998) [in Russian].
18. *Bacry E., Muzy J. F., Arneodo A.* Singularity spectrum of fractal signals from wavelet analysis: exact results. *J. Statistical Phys.* **70**, 635—654 (1993).
19. *Benzi R., Ciliberto S., Tripicciono R., Baudet C., Massaioli F., Succi S.* Extended self-similarity in turbulent flows. *Phys. Rev. E* **48**, R29—R32 (1993).
20. *Budaev V. P., Savin S., Zelenyi L., et al.* Intermittency and extended self-similarity in space and fusion plasma: boundary effects. *Plasma Phys. Control Fusion*, **50**, 074014—074023 (2008).
21. *Consolini G., Kretzschmar M., Lui A. T. Y., Zimbardo G., Macek W. M.* On the magnetic field fluctuations during magnetospheric tail current disruption: A statistical approach. *J. Geophys. Res.*, **110**, A07202 (2005). doi:10.1029/2004JA010947.
22. *Consolini G., Lui A. T. Y.* Symmetry breaking and nonlinear wave-wave interaction in current disruption: possible evidence for a dynamical phase transition. *Magnetospheric current systems*, Eds S.-I. Ohtani, R. Fuijii, M. Hesse, R. L. Lysak, **118**, 395 p. (AUG, Washington, 2000).
23. *Dubrulle B.* Intermittency in fully developed turbulence: Log-Poisson statistics and generalized scale covariance. *Phys. Rev. Lett.*, **73**, 959—962 (1994).
24. *Feder J.* *Fractals*, 12 p. (Plenum Press, New York, 1988).
25. *Grossmann A., Morlet J.* Decomposition of Hardy functions into square integrable wavelets of constant shape. *SIAM J. Mathematical Analysis*, **15**, 723—731 (1984).
26. *Kozak L., Lui A., Savin S.* Statistical analysis of the magnetic field measurements. *Odessa Astron. Publ.*, **26** (2), 268—271 (2014).
27. *Kraichnan R. H.* The structure of isotropic turbulence at very high Reynolds numbers. *J. Fluid Mech.*, **5**, 497—543 (1959).
28. *Kraichnan R. H.* Convergents to turbulence functions. *J. Fluid Mech.*, **41**, 189—217 (1970).
29. *Lauwerier H. A.* *Fractals — images of chaos*, 240 p. (Princeton Univ. Press, London, 1991).
30. *Lovejoy S., Schertzer D., Silas P.* Diffusion in one dimensional multifractal porous media. *Water Resources Research*, **34**, 3283—3291 (1998).
31. *Mallat S., Hwang W. L.* Singularity detection and processing with wavelets. *IEEE Transactions on Inform. Theory*, **32** (2), 617—643 (1992).
32. *Ohtani S., Higuchi T., Lui A. T. Y., Takahashi K.* Magnetic uctuations associated with tail current disruption: fractal analysis. *J. Geophys. Res.*, **100**, 19135—19147 (1995).
33. *Politano H., Pouquet A., Carbone V.* Determination of anomalous exponents of structure functions in two-di-

- mensional magnetohydrodynamic turbulence. *Europhys. Lett.* **43**, 516–521 (1998).
34. Savin S. P., Borodkova N. L., Budnik E. Yu., et al. Interball tail probe measurements in outer cusp and boundary layers. *Geospace Mass and Energy Flow: Results from the International Solar-Terrestrial Physics Program*, Eds J. L. Horwitz, et al., **104**, 25–44 (AGU, Washington, 1998).
35. Schertzer D., Lovejoy S., Hubert P. An introduction to stochastic multifractal fields. *Mathematical problems in environmental science and engineering*, Eds A. Ern, L. Weiping. 4. Series in contemporary applied mathematics, 106–179 (Higher Education Press, Beijing, 2002).
36. Schroter E. H., Soltau D., Wiehr E. The German solar telescopes at the Observatorio del Teide. *Vistas in Astron.*, **28**, 519–525 (1985).
37. She Z., Leveque E. Universal scaling laws in fully developed turbulence. *Phys. Rev. Lett.*, **72**, 336–339 (1994).
38. Yordanova E., Grzesiak M., Wernik A. W., Popielawska B., K. Stasiewicz K. Multifractal structure of turbulence in the magnetospheric cusp. *Ann. geophys.*, **22**, 2431–2440 (2004).

Л. В. Козак

Киевский национальный университет
имени Тараса Шевченко, Киев

МЕТОДЫ И ПОДХОДЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНОЙ СРЕДЫ

Отобраны методы и подходы, которые можно использовать для анализа гидродинамических и магнитогиродинамических турбулентных потоков. Определено, что для характеристики типа турбулентных процессов лучше всего подходят методы статистической физики. В рамках статистического подхода рассмотрены фрактальный анализ (определение фрактальной длины и высоты максимума функции плотности вероятности флуктуаций исследуемых параметров), и мультифрактальный анализ (исследование степенных зависимостей статистических моментов высоких порядков и построение мультифрактального спектра). Указано, что статистический анализ свойств турбулентных процессов можно дополнить спектральными исследованиями: фурье- и вейвлет-анализом. Для апробации рассмотренных в работе методов

и подходов использовано феррозондовые измерения флуктуаций магнитного поля космического аппарата «Самба» миссии «Кластер-2» с дискретностью 22.5 Гц в переходных областях магнитосферы Земли и плазме солнечного ветра. Можно отметить хорошее соответствие между различными исследованиями и взаимное их дополнение для создания общей картины турбулентности.

Ключевые слова: турбулентность, статистический анализ, фрактальный анализ спутниковых измерений, мультифрактальный анализ, флуктуации магнитного поля, магнитосфера Земли, плазма солнечного ветра.

L. V. Kozak

Kyiv National Taras Shevchenko University, Kyiv

THE METHODS AND APPROACHES TO DETERMINE CHARACTERISTICS OF TURBULENT ENVIRONMENT

The methods and approaches that can be used to analyze the hydrodynamic and magneto-hydrodynamic turbulent flows are selected. It was determined that the methods of statistical physics are most suitable to characterize the type of turbulent processes. Within the statistical approach we consider the fractal analysis (determination of fractal length and height of the maximum of the probability density fluctuations of the studied parameters), and multifractal analysis (study of a power dependence of high order statistical moments and construction of multifractal spectrum). It is indicated that statistical analysis of the properties of turbulent processes can be supplemented with the spectral studies: Fourier and wavelet analysis. In order to test the methods and approaches discussed in the work the fero-probe measurements of magnetic field fluctuations obtained by the spacecraft “Samba” of the mission “Cluster 2” with discreteness of 22.5 Hz in the transition regions of Earth’s magnetosphere and solar wind were used. We get a good agreement between different approaches and their mutual complementing to provide a general view of the turbulence.

Keywords: turbulence, statistical analysis, fractal analysis of satellite measurements, multifractal analysis, the fluctuations of the magnetic field, the Earth’s magnetosphere, solar wind plasma.



УДК 530.12:531.51

Общая теория относительности: признание временем / А. Н. Александров, И. Б. Вавилова, В. И. Жданов, А. И. Жук, Ю. Н. Кудря, С. Л. Парновский, Е. В. Федорова, Я. С. Яцкив. — Киев: Наукова думка, 2015. — 332 с. (Худ. оформ. И. Т. Жук).

В монографии приведен обзор современного состояния общей теории относительности в преддверии ее столетнего юбилея. Кратко изложены основы этой теории, систематизированы экспериментальные проверки и очерчены основные области ее приложений в астрофизике, космологии и астрометрии с учетом результатов последнего десятилетия.

Для научных сотрудников, аспирантов и студентов, специализирующихся в области общей теории относительности, а также для всех, кто интересуется вопросами общей теории относительности, релятивистской астрофизики и космологии.

ИЗ ПРЕДИСЛОВИЯ К МОНОГРАФИИ

Уважаемые читатели!

Перед вами третья книга практически одного и того же коллектива авторов, посвященная общей теории относительности (ОТО), ее проверкам и возможным приложениям. Первая книга «Загальна теорія відносності: випробування часом» вышла в 2005 г. в Главной астрономической обсерватории НАН Украины (г. Киев). Ее авторы Я. С. Яцкив, А. Н. Александров, И. Б. Вавилова, В. И. Жданов, Ю. Н. Кудря, С. Л. Парновский, Е. В. Федорова, С. В. Хмиль. Книга была посвящена Всемирному году физики, провозглашенному ЮНЕСКО к столетию со времени выхода в свет первой работы Альберта Эйнштейна по теории относительности.

Длительное время общая теория относительности интересовала ограниченный круг теоретиков. Но новые астрономические открытия оживили интерес как к самой общей теории относительности, так и к ее проверкам, а появление новых высокоточных космических и наземных измерительных средств открыло новые возможности для таких проверок. Эта ситуация отражена во второй книге «Загальна теорія відносності: горизонти випробувань» (авторы Я. С. Яцкив, А. Н. Александров, И. Б. Вавилова, В. И. Жданов, А. И. Жук, Ю. Н. Кудря, С. Л. Парновский, Е. В. Федорова, С. В. Хмиль), вышедшей в 2013 г.

В третьей книге существенно переработан материал некоторых глав. Кроме того, в связи с изменением подхода к изложению материала и с учетом последних достижений в этой области науки введены новые главы. Особое внимание уделено модификациям общей теории относительности и вопросам космологии ранней Вселенной.

Как и в предыдущих двух книгах, здесь кратко изложены основы общей теории относительности и ее проверок, очерчены области современных и будущих приложений общей теории относительности. При изложении материала авторы отдавали предпочтение результатам, которые с большой долей вероятности можно считать достоверными и которые получили признание международного научного сообщества.



Идея написания книги, ее вводная и заключительная части, а также общее руководство авторским коллективом принадлежат Я. С. Яцкиву.

Надеемся, что книга будет воспринята научной общественностью с интересом. Будем признательны за замеченные читателями недостатки и погрешности, которые в книге, конечно, имеются и которые авторы учтут в дальнейших исследованиях.

АВТОРЫ

АСАЙОНОК Олександр Вікторович — науковий співробітник відділу вібраційних та термоміцнісних досліджень Інституту проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — динаміка та міцність конструкцій машинобудування.

БАРАНОВ Євгеній Юрійович — начальник проектного комплексу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

БАГУТІНА Тетяна Яківна — начальник сектору вібраційних, ударних, акустичних навантажень і динамічних характеристик Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

БУРЧАКОВ Богдан Володимирович — інженер сектору вібраційних, ударних, акустичних навантажень і динамічних характеристик Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ДАВИДЕНКО Сергій Олександрович — начальник комплексу випробувань й експлуатації ракетних і ракетно-космічних комплексів, розроблення систем керування, прицілювання, навігації ракет і ракет-носіїв, наземного технологічного устаткування, засобів автоматизації стендових випробувань, підготовки й пуску Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — менеджмент проектів, системи керування ракет і ракет-носіїв, засоби автоматизації ракетних і ракетно-космічних комплексів, системи експлуатації ракетно-космічної техніки.

ДЕГТЯРЕВ Олександр Вікторович — Генеральний конструктор — Генеральний директор 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.

ДЕМЧЕНКО Вадим Анатолійович — інженер Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», аспірант.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ЗАЙЦЕВ Борис Пилипович — провідний науковий співробітник відділу вібраційних та термоміцнісних досліджень Інституту проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, доктор технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрямок науки — механіка деформівного твердого тіла, динаміка та міцність машинобудівних і космічних конструкцій та електромагнітів.

ІВАНОВА Валентина Іванівна — начальник групи проектно-орбітальної балістики Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — механіка космічного польоту.

КАЛИНИЧЕНКО Дмитро Сергійович — інженер проектного відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», аспірант.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

КЛИМЕНКО Дмитро Васильович — начальник відділу міцності, навантажень і динамічних характеристик Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

КОЗАК Людмила Володимирівна — доцент кафедри астрономії та фізики космосу фізичного факультету Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика навколосемного космічного простору.

ЛАУШ Анатолій Григорович — головний конструктор Товариства з обмеженою відповідальністю «Навіс-Україна».

Напрямок науки — розробка апаратури супутникової навігації, високоточна відносна навігація, бістатична радіолокація по сигналах ГНСС та псевдосупутників.

МАКАРОВ Олександр Леонідович — заступник Генерального конструктора з питань створення й експлуатації космічних апаратів, супутникових систем, контрольно-вимірювальних і інформаційно-керувальних засобів ракетно-космічного та наземного сегментів Державно-

го підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук. Заслужений машинобудівник України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ОРЄХОВ Кирило Миколайович — начальник групи розрахунку внутрішньої балістики ракетних двигунів твердого палива Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетні двигуни.

ПОЛУЯН Микола Васильович — начальник сектору проектного відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — теоретичні та експериментальні дослідження для забезпечення створення перспективних засобів доставки корисного вантажу.

ТИХОНОВ Валерій Леонідович — начальник спеціалізованої науково-дослідної лабораторії перспективних приладів і алгоритмів оброблення інформації інерціальних навігаційних систем Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — інерціальні системи навігації, використання супутникових навігаційних систем, алгоритми навігації і наведення.

ТКАЧЕНКО Олександр Іванович — старший науковий співробітник Міжнародного науково-навчального центру інформаційних технологій і систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України, доктор технічних наук.

Напрямок науки — навігація та керування рухомими об'єктами.

ШЕПТУН Анатолій Дмитрович — головний спеціаліст Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — механіка космічного польоту.

ШУЛЬЖЕНКО Микола Григорович — завідувач відділу вібраційних та термоміцнісних досліджень Інституту проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України, доктор технічних наук, професор.

Напрямок науки — динаміка, міцність, діагностика і ресурс машинобудівних та космічних конструкцій.