

УДК 629.735.33

**А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, И.Ю. ДОЛЖЕНКО¹, А.В. КОЛОМИЙЦЕВ²,
С.Н. ЛАРЬКОВ³**¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Харьковский НИИ судебных экспертиз им. Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Украина*³ *ПО «Коммунар», Украина*

МЕТОД ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ИМПУЛЬСНЫХ ТЕПЛОВЫХ МАШИН С ГАЗООБРАЗНЫМ РАБОЧИМ ТЕЛОМ

Приведена методика получения оценок энергетического совершенства ствольных пусковых устройств на основании общих подходов теории размерности и подобия. Рассмотрен анализ графических результатов исследования, а также место в нем собственных разработок. Показано, что предложенные критериальные оценки дают основания пересмотреть место и роль пневматических метательных устройств низкого поперечного давления (гранатометов и капсулометов). Представлен на примерах тот факт, что использование критериев подобия на ранних стадиях процесса проектирования дает возможность исключить тупиковые направления разработок.

Ключевые слова: теория подобия и размерности, метод оценки энергетического совершенства, критерии подобия, пиротехнические и пневматические метательные устройства.

Введение

Переход от интуитивных форм творчества к интенсивным системным формам разработки новых объектов техники предполагает наличие средств анализа опыта, накопленного в соответствующих областях, с целью целенаправленного использования имеющихся достижений при решении новых задач синтеза.

Универсальной логической основой для формализации соответствующих поисковых работ является использование подходов теории подобия и размерности, обеспечивающих проведение сопоставительного анализа обширных многообразий известных технических решений.

В качестве примера можно привести метод критериальных оценок энергетического совершенства транспортных систем с различными способами ввода в полет и траекторного поддержания летательных аппаратов, описанный в [1 – 4], а также общие правила размерностей и подобия, рассмотренные в [5].

В предлагаемой статье такого рода принцип решения новых задач проектирования расширен на область метательных устройств на основе импульсных тепловых машин объемного типа с газообразным рабочим телом, имеющую, как известно, обширные традиции.

Предпосылками для обобщения являются, с одной стороны, близкая физическая природа рабочего процесса, а с другой – сходные полезные функции.

1. Пространство критериальных оценок энергетического совершенства метательных устройств

В качестве основного критерия подобия можно выбрать коэффициент полезного действия (КПД), который для любых механических систем может быть вычислен по формуле общего вида:

$$\eta = \frac{E_k}{E_p}, \quad (1)$$

где E_k , E_p – полезная и затраченная энергии соответственно.

Частные формы (1) определяются способом получения энергии рабочего тела метательного устройства.

1.1. Адаптация определения КПД (1) к условиям процесса в пиротехнических метательных устройствах активного типа приводит к критерию подобия следующего вида:

$$\eta = \frac{E_k}{E_p} = \frac{M \cdot w_0^2}{2 \cdot Q_p \cdot M_p} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где E_k – начальная кинетическая энергия метаемого снаряда; E_p – потенциальная энергия заряда метательного взрывчатого вещества; M – масса снаряда; w_0 – дульная скорость; Q_p и M_p – удельная теплотворная способность и масса порохового заряда.

1.2. В случае пневматических метательных устройств с накоплением энергии сжатия упругих

элементов конструкции, передаваемой газообразному рабочему телу, выражение КПД (1) принимает форму:

$$\eta = \frac{M \cdot w_0^2}{2 \cdot k \cdot P_m} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где k и P_m – жесткость и максимальная рабочая деформация пружины поршневого компрессора.

1.3. Принцип действия пневматических газобаллонных систем в рамках представлений (1) отображается следующим критериальным комплексом:

$$\eta = \frac{M \cdot w_0^2}{2 \cdot P \cdot (V_2 - V_1)} \cdot 100\%, \quad (4)$$

где V_2, V_1 – конечный и начальный объемы камеры поршневого компрессора соответственно; P – начальное давление в цилиндре компрессора.

1.4. С позиций теории размерности и подобия могут быть переосмыслены классические понятия баллистики, например, могущество [6] (размерная величина). Для получения критерия подобия, включающего в себя могущество, может быть использовано, например, представление об удельной внутрибаллистической работе, производимой максимальным поперечным давлением. Сформированный таким образом критерий могущества, который также следует рассматривать в качестве частного случая КПД (1):

$$\eta_m = \frac{M \cdot w_0^2}{2d^3} \frac{1}{P_{\max} \cdot \bar{L}}, \quad (5)$$

где $\frac{M \cdot w_0^2}{2d^3}$ – могущество; $P_{\max}$ – максимальное поперечное давление; d – калибр; $\bar{L}$ – длина ствола в калибрах, позволяет сопоставить дульную энергию с соответствующей интенсивностью внутрибаллистического процесса. Критерий могущества (4) может быть использован для оценки шумового эффекта выстрела (интенсивности ударной волны), исходя из значений свойственных поперечных давлений и габаритных соотношений, а также напряженно-деформированного состояния конструкции. Универсальность критерия могущества обусловлена абстрагированием от способа получения поперечного давления, что обеспечивает равноценную применимость (5) при получении сравнительных оценок пиротехнических и пневматических ствольных систем.

Исходя из видовой и классификационной специфики метательных устройств, в качестве второй компоненты пространства критериальных оценок (2) – (5) может применяться длина ствола в калибрах.

2. Метод анализа критериальных оценок совершенства метательных устройств

Примеры применения оценок совершенства технических решений (2) – (5), овеществленных в выборке известных образцов пиротехнических и пневматических ствольных метательных устройств [7 – 15], представлены на рис. 1 – 3 в виде диаграмм.

В классе пиротехнических устройств рассмотрены главным образом системы низкого давления: активные гранатометы, минометы, винтовочные мортирки, пистолеты, гладкоствольные ружья. На рис. 3 для сравнения приведены также критериальные оценки систем высокого давления в классе штурмовых винтовок. Калориметрические свойства порохов заданы согласно [6].

В классе пневматических систем приведены оценки в группе пружинно-поршневых винтовок, а также гладкоствольного газобаллонного пускового устройства низкого давления ПУ-1 [16].

Некоторые аналитические возможности представленного метода критериальных оценок могут быть продемонстрированы на основе ряда выводов, непосредственным образом вытекающих из полученных результатов.

2.1. Пиротехнические системы с навесной траекторией полета: подствольные гранатометы и унифицированные с ними автономные образцы расположены весьма плотной группой, что объясняется функционально обусловленным единообразием внутрибаллистических характеристик короткоствольных систем низкого давления, выполненных в калибре – 40 мм (рис. 1, 3). Судя по значениям КПД (2) и критерия могущества (5), здесь очевидны преимущества унифицированного семейства активных гранатометов под безгильзовый выстрел ВОГ-25 (ГП-25, ГП-30, ГМ-94, «Пенал»). Приведенные оценки позволяют сделать заключение о высокой эффективности в своем классе внутрибаллистического процесса, осуществляющегося в двух расширительных камерах (высокого и низкого давлений), выполненных в корпусе гранаты. Предложенный вид критериального пространства позволяет также отобразить присущее данному техническому решению улучшение массо-габаритных характеристик.

2.2. В группе автоматических станковых гранатометов (рис. 1), расположенной в верхней части диаграммы, повышенное баллистическое совершенство достигается ценой роста массы конструкции и тем самым определяет свойственные функциональные ограничения.

2.3. В классе минометов отчетливо проявляется расслоение на группы высокой и низкой баллистики, что практически совпадает с разделением по

конструктивным признакам на дульно- и казнозарядные системы (рис. 1).

2.4. Критериальные оценки (2) позволяют также устанавливать проявление свойств атипичных образцов. Например, единственный в своем роде автоматический миномет 2Б9М «Василек» нельзя отнести к системам с высоким энергетическим совершенством, что следует рассматривать в качестве платы за автоматизацию процесса выстрела.

2.5. Расслоение на выраженные группы в классе дробовых ружей объясняется различием в энергетике применяемых боеприпасов (рис. 1). Наибольшее энергетическое совершенство присуще группе ружей с максимальным давлением 90-120 МПа, в которых используется усиленный патрон типа «magnum» с увеличенной до 76 мм длиной гильзы (Benelli, Gold Hunter, Сайга 12 и др.). Оценки, локализованные в нижней части диаграммы, относятся к образцам ружей с длиной патронника не более 70 мм, и максимальным давлением, не превышающим 66,3 МПа.

2.6. Обращают на себя внимание высокие КПД пневматических винтовок (рис. 2). Эффективность преобразования потенциальной энергии в полезную работу обусловлено использованием низкотемпературного рабочего тела, процесс расширения которого не связан с химическими превращениями и не сопровождается интенсивным рассеиванием избыточной тепловой энергии.

2.7. В классе пневматических газобаллонных систем (рис. 3) для стрельбы стальными плакированными шариками кал. 4,5 мм по критерию mogućества (5) наиболее выгодно выглядит группа самозарядных pistols, например – МР-654, т.е. короткоствольных конструкций.

Дальнейшее увеличение длины ствола в данном классе (ИЖ-67 «Корнет», МР-661 «Дрозд», «Crossman-357» и др.) не является эффективным фактором наращивания баллистических возможностей и должно рассматриваться как средство обеспечения имитационно-эргономических условий проектирования.

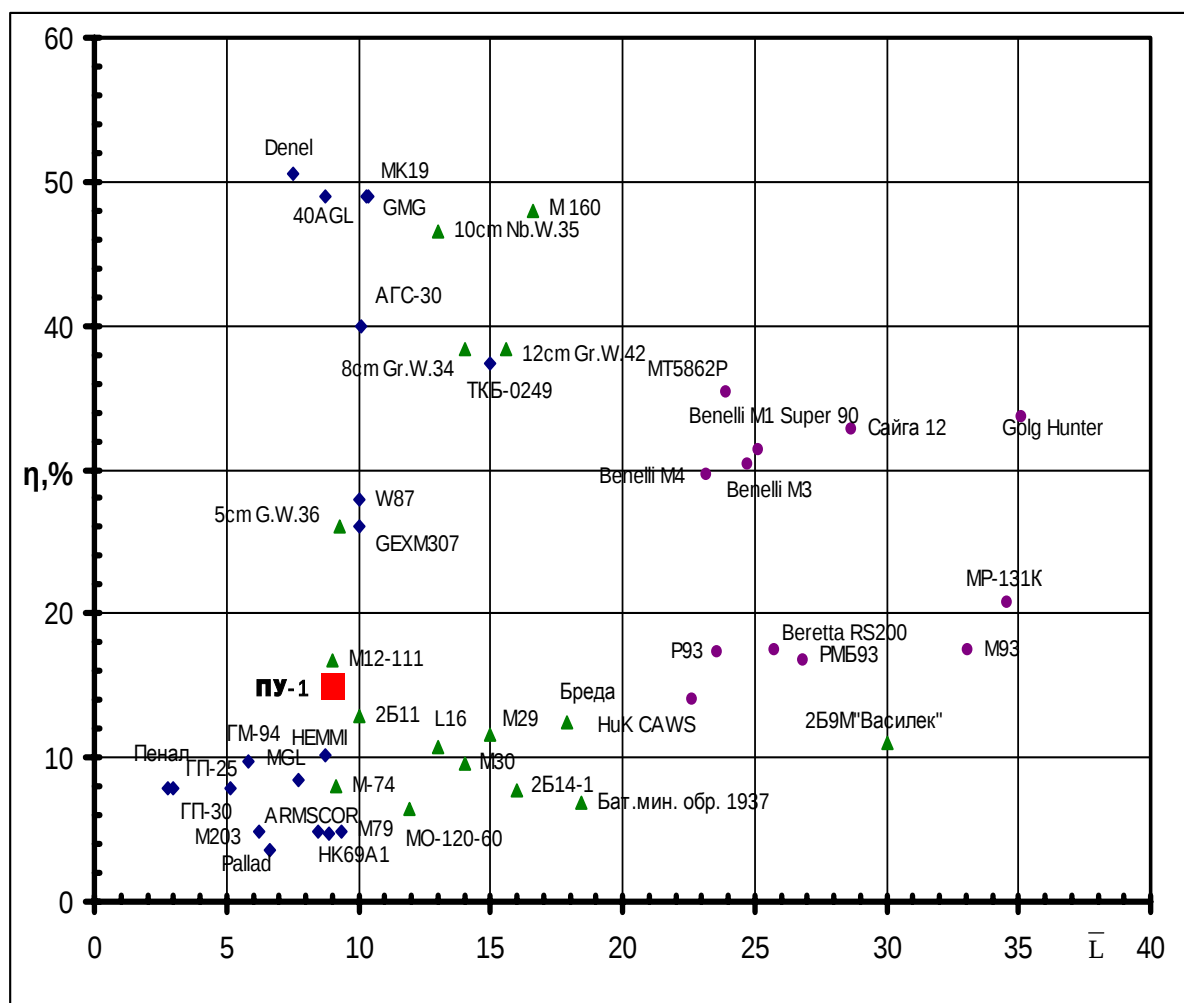


Рис. 1. Оценка энергетического совершенства ствольных пусковых устройств низкого поперечного давления:

◆ – гранатометы, ▲ – минометы, ● – гладкоствольные ружья, ■ – ПУ-1

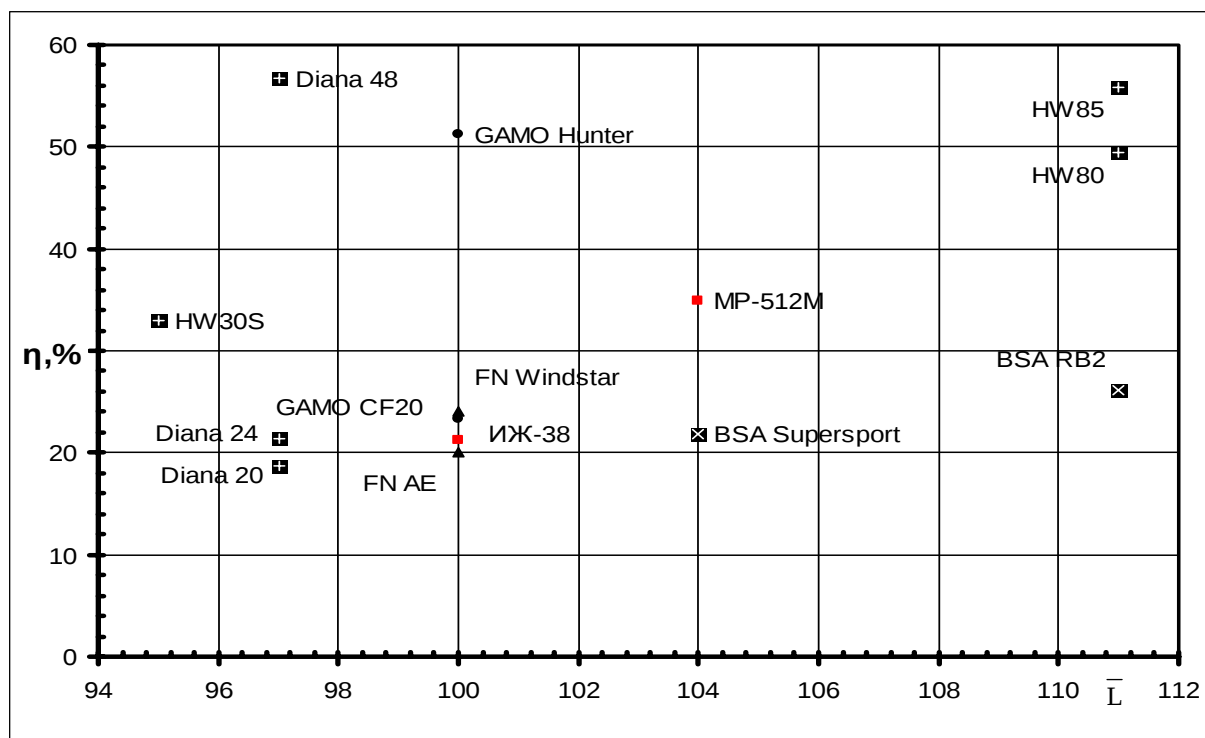


Рис. 2. Оценка энергетического совершенства длинноствольных пневматических винтовок:

■ – Германия, ■ – Россия, ⊠ – Великобритания, ▲ – Бельгия, ● – Испания

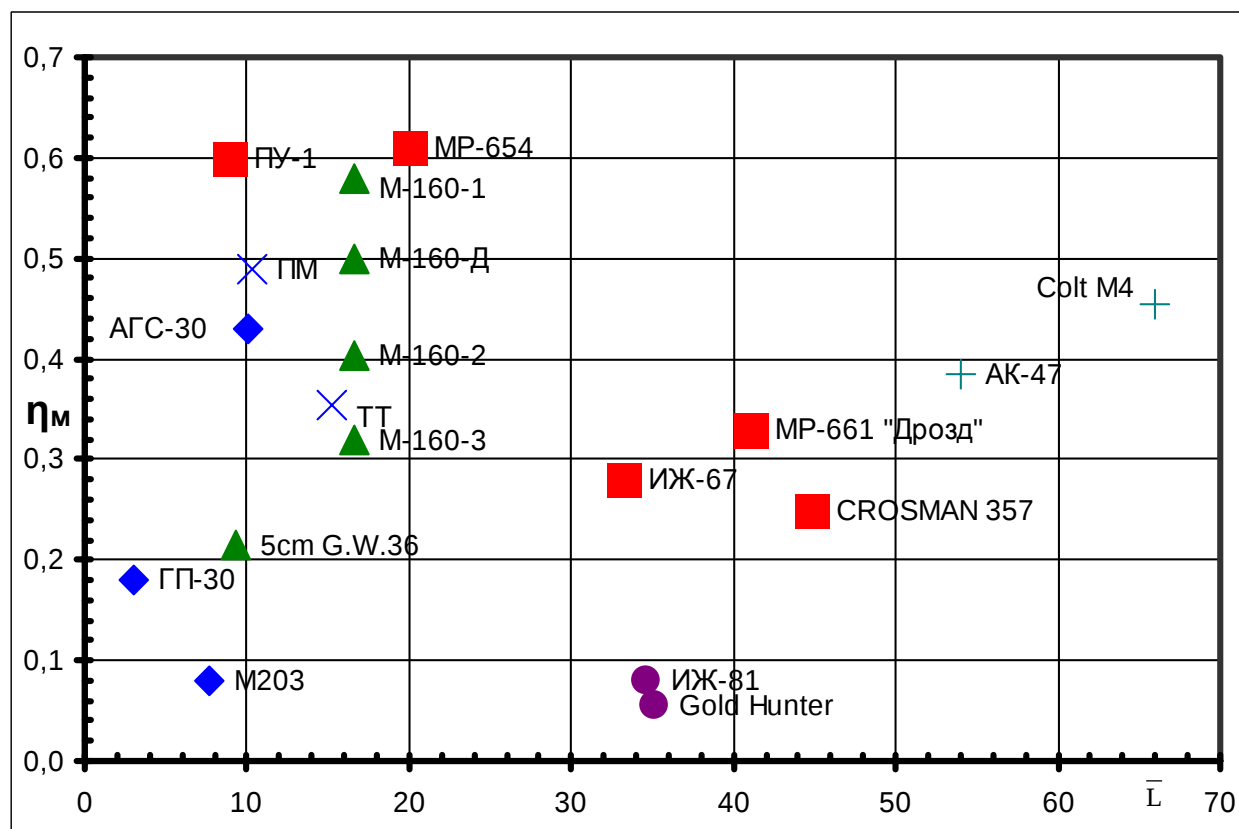


Рис. 3. Критерий могущества ствольных пусковых устройств:

◆ – гранатометы, ▲ – минометы, ● – гладкоствольные ружья, ■ – газобаллонные системы, × – пистолеты, + – штурмовые винтовки

2.8. Судя по критериальным оценкам (2), (4), (5), газобаллонная гладкоствольная система низкого поперечного давления ПУ-1, предназначенная для метания снаряда калибра 30 мм за счет одноразового срабатывания энергии стандартного углекислотного баллона, выгодно отличается от пиротехнических аналогов. В пространстве «критерий могущества – относительное удлинение ствола» данная система подобна самозарядным газобаллонным пистолетам (см. п. 2.7). Многократное превосходство по критерию могущества (5) является основанием к пересмотру господствующих в настоящее время пиротехнических традиций в группе малошумных ручных активных гранатометов и капсулометов.

Заключение

1. Критерии подобия (2) – (5) предназначены для получения априорных оценок на ранних стадиях проектирования и решения широкого спектра экспертных задач, систематизации известных образцов, выявления перспективных тенденций и прогнозирования направлений развития и др.

2. Использование критериев (2) – (5) на ранних стадиях процесса проектирования дает возможность исключить тупиковые направления разработок.

3. Предложенные критериальные пространства позволяют выявлять уникальные проектные решения в меру присущих им аномальных свойств.

4. Критериальные оценки (2), (5) дают основание для пересмотра места и роли пневматических метательных устройств низкого поперечного давления (гранатометов и капсулометов) ввиду более адекватных внутрибаллистических характеристик по отношению к господствующим в данной области пиротехническим системам.

Литература

1. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 4(30). – С. 25-30.

2. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных

ракетных летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5(31). – С. 21-29.

3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 6(32). – С. 19-23.

4. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2(38). – С. 15-19.

5. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1977. – 440 с.

6. Серебряков М.Е. Физический закон горения во внутренней баллистике / М.Е. Серебряков. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1940. – 216 с.

7. Мураховский В.И. Оружие пехоты: Справочник / В.И. Мураховский, С.Л. Федосеев. – М.: Арсенал-Пресс, 1992. – 390 с.

8. Суров О.А. Противопехотные гранатометы и боеприпасы к ним / О.А. Суров // *Зарубежное военное обозрение*. – 1986. – № 4. – С. 31-35.

9. Данилин Г.А. Огородников В.П., Заволокин А.Б. Основы проектирования патронов к стрелковому оружию: учебник / Г.А. Данилин, В.П. Огородников, А.Б. Заволокин. – СПб.: Балтийский государственный университет, 2005. – 374 с.

10. Шунков В.Н. Энциклопедия новейшего стрелкового оружия / В.Н. Шунков. – М.: АСТ, 2006. – 560 с.

11. Шунков В.Н. Артиллерия / В.Н. Шунков. – Мн.: Попурри, 2001. – 704 с.

12. Шунков В.Н. Газовое и пневматическое оружие / В.Н. Шунков. – Мн.: Попурри, 2004. – 512 с.

13. Блюм М.М. Охотничье ружье: Справочник / М.М. Блюм, И.Б. Шишкин. – М.: Экология, 1994. – 560 с.

14. Широкопад А.Б. Отечественные минометы и реактивная артиллерия / А.Б. Широкопад. – Мн.: Харвест, 2000. – 464 с.

15. Широкопад А.Б. Бог войны третьего Рейха / А.Б. Широкопад. – М.: АСТ, 2003. – 576 с.

Поступила в редакцию 22.04.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры 205 А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**МЕТОД ОЦІНКИ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ ІМПУЛЬСНИХ ТЕПЛОВИХ МАШИН
З ГАЗОПОДІБНИМ РОБОЧИМ ТІЛОМ**

О.В. Амброжевич, І.Ю. Долженко, О.В. Коломійцев, С.М. Ларьков

Наведено методику одержання оцінок енергетичної досконалості ствольних пускових пристроїв на підставі загальних підходів теорії розмірності й подібностей. Розглянуто аналіз графічних результатів дослідження, а також місце в ньому власних розробок. Показано, що запропоновані критеріальні оцінки дають підстави переглянути місце й роль пневматичних металевих пристроїв низького поперечного тиску (гранатометів і капсулометів). Представлений на прикладах той факт, що використання критеріїв подібності на ранніх стадіях процесу проектування дає можливість виключити тупикові напрямки розробок.

Ключові слова: теорія подібності й розмірності, метод оцінки енергетичної досконалості, критерії подібності, піротехнічні й пневматичні металеві пристрої.

**METHOD OF AN ESTIMATION OF POWER PERFECTION OF PULSE THERMAL MACHINES
WITH A GASEOUS WORKING BODY**

A.V. Ambrozhevitch, I.Y. Dolzhenko, A.V. Kolomijetsev, S.N. Larkov

The technique of approach of estimations of power perfection barrel launchers is resulted on the basis of the general approaches of the theory of dimension and similarity. The analysis of graphic results of research, and also a place in it of own development is considered. It is shown, that offered criteria estimations give the basis to reconsider a place and a role of pneumatic launchers of low cross-section pressure class (grenade launchers and capsule launchers). That fact is represented on examples, which use the criteria of similarity at early stages of process of designing enables to exclude deadlock directions of development.

Key words: theory of dimension and similarity, approach of estimations of power perfection, criterions of similarity, pyrotechnic and pneumatic launchers.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Долженко Иван Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина,

Коломійцев Александр Викторович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник харьковского научно-исследовательского института судебных экспертиз имени Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Харьков, Украина.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, Производственное объединение «Коммунар», Харьков, Украина.

УДК 658.589:681.533.5

А.С. КУЛИК, В.В. НАРОЖНЫЙ, А.Н. ТАРАН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ КЛИМАТИЧЕСКОЙ КАМЕРЫ ТИПА ТЕПЛО-ХОЛОД-ВЛАГА

В статье представлены математические модели температурного и влажностного каналов испытательной климатической камеры типа тепло-холод-влага. Данные модели описывают работу камеры в номинальном режиме функционирования и аварийном режиме при отказе элементов системы. В процессе моделирования было учтено взаимное влияние температурного и влажностного канала, что позволило более адекватно отразить происходящие в камере процессы и получить дополнительную информационную избыточность, используемую в задачах диагностирования состояния объекта. Представленные модели могут быть использованы как для синтеза системы управления, так и для диагностирования технического состояния климатической камеры, а также сходных систем создания искусственного микроклимата.

Ключевые слова: диагностирование, математическая модель, температура, влажность, теплообмен, номинальный режим, отказ.

Введение

Испытательные камеры создания искусственного микроклимата широко используются в промышленности при изготовлении узлов и деталей авиа, авто и космической техники на этапах калибровки, выявления производственных дефектов и проверки на стойкость к воздействиям внешней среды. При этом практически все агрегаты аэрокосмической техники проходят испытания на влияние температуры и влажности воздуха. Для этих целей на предприятиях используют температурные камеры и комбинированные климатические камеры типа тепло-холод-влага. Важной характеристикой систем автоматического управления (САУ) данными объектами наряду с точностью и быстродействием является возможность самодиагностирования, так как длительность испытаний составляет в среднем 180-480 часов и неконтролируемый выход из строя элемента системы может привести к дорогостоящему простоям в технологическом процессе, а также потере партии изделий.

Анализ публикаций. Большинство существующих методов диагностирования состояния технических систем используют математические модели (ММ), описывающие различные режимы функционирования системы. При этом на вход устройства диагностирования поступают управляющие сигналы и сигналы датчиков обратной связи. Устройство диагностирования непрерывно обрабатывает информацию, сравнивает расчетные значения величин с реальными значениями сигна-

лов датчиков и формирует заключение о текущем состоянии системы [1, 2].

Одним из наиболее перспективных подходов к диагностированию технического состояния САУ является сигнально-параметрический подход, который основывается на использовании в качестве диагностических признаков отклонений выходных сигналов системы, а также отклонений параметров отказов от номинальных. Для этого изучаются различные состояния объекта диагностирования при возможных отказах с целью построения ММ, отражающих аварийные и номинальные режимы функционирования. Исследование структурных и сигнальных свойств полученных моделей позволяет обоснованно произвести декомпозицию исходного математического описания, сформировать множество контрольных точек, выбрать требуемую структуру и характер управляющих сигналов, обеспечивающих полную диагностируемость системы в отношении множества возможных отказов [3].

Результаты диагностирования в большинстве случаев зависят от точности и адекватности ММ, описывающих различные режимы функционирования объекта. Следовательно, на начальном этапе задача диагностики сводится к построению соответствующих ММ объекта и их исследованию.

ММ объекта может быть получена аналитически, когда закономерности протекающих в объекте процессов полностью известны, а также по результатам экспериментального исследования входных и выходных переменных объекта без изучения его физической сущности. Последний подход особенно

широко используется на практике, так как позволяет обойтись минимумом априорных сведений об объекте при построении его модели [4].

При решении задач управления и диагностирования сложных объектов часто не удается получить единственное их математическое описание, имеющее приемлемую точность. В этом случае используется ансамбль моделей, в котором каждая описывает отдельные стороны процесса. Зачастую такие модели реализуются как совокупность программ, имитирующих работу объекта и ориентированных на использование ЭВМ.

При получении ММ системы аналитическим путем необходимо располагать всесторонними сведениями об объекте: конструкции, законах, описывающих протекающие в нем процессы, условиях функционирования и взаимодействия со средой. Однако часто из-за отсутствия достаточных данных получить решение задачи таким путем не удастся. Трудности применения аналитических методов возникают и при описании реальных объектов, процессы в которых имеют сложный характер. Поэтому в подобных случаях эти методы дополняются экспериментальными исследованиями. Преимуществом моделей, полученных аналитическим путем, как правило, является их общий вид, позволяющий рассматривать поведение объектов в различных режимах функционирования [4].

При моделировании сложных многоканальных динамических систем с несколькими входами и выходами и наличием перекрестных связей между каналами, наиболее удобной является векторно-матричная ММ в пространстве состояния. Такую ММ можно получить исходя из дифференциальных уравнений элементов системы и проанализировать средствами матричной алгебры и современных пакетов численного моделирования.

Материалы исследований

Рассмотрим в качестве объекта управления климатическую камеру типа тепло-холод-влага, наиболее часто применяемую в промышленности для проведения температурно-влажностных испытаний объектов различной природы. Обобщенная структурная схема камеры представлена на рис. 1.

Для задания температуры внутри теплоизолированной камеры обычно применяются термоэлектрические нагреватели (ТЭН) и одно или двухкаскадная компрессорная система охлаждения. Регулирование влажности осуществляется при помощи электрического испарителя и конденсационного способа осушения с отбором влаги от одного из змеевиков системы охлаждения.

Циркулирующий воздух отдает тепло змееви-

кам охлаждения, находящимся в потоке, а также изделиям и стенкам камеры. Одновременно часть энергии тратится за счет теплопередачи через стенки камеры. Измерения температуры в большинстве климатических камер производятся при помощи термопар или платиновых датчиков температуры. Для измерения относительной влажности воздуха в камере наиболее часто используется психрометрический способ измерения, а также электронные датчики влажности емкостного типа.

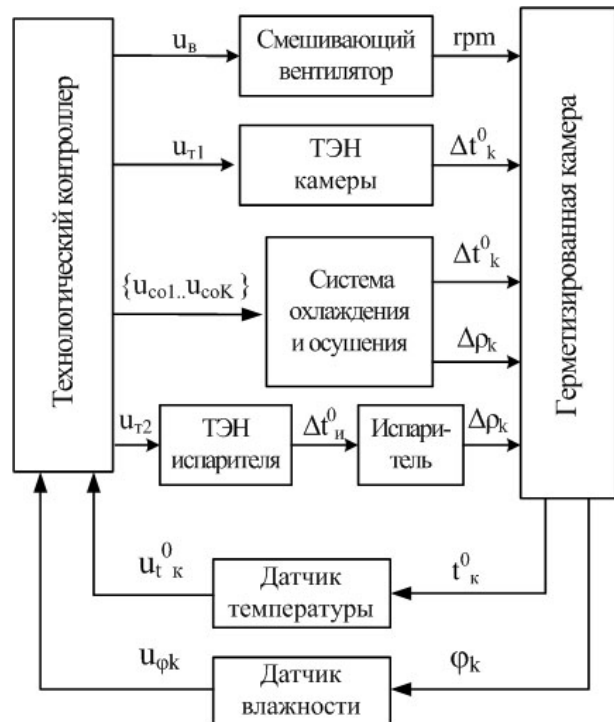


Рис. 1. Структурная схема климатической камеры типа тепло-холод-влага

Исходя из конструкции рассматриваемого объекта, можно записать уравнение теплового баланса камеры без загрузки:

$$Q_B = Q_{ТЭН} - Q_{охл} - Q_{осуш} - Q_{ст}, \quad (1)$$

где Q_B – теплота, затрачиваемая на прогрев воздуха;

$Q_{ТЭН}$ – тепловой поток с поверхности ТЭНов;

$Q_{охл}$ – количество теплоты, отдаваемое змеевикам охлаждения;

$Q_{осуш}$ – количество теплоты, отдаваемое змеевику осушителя;

$Q_{ст}$ – потеря тепла через стенки.

Используя уравнение теплового баланса климатической камеры (1) и зависимости, описывающие передачу теплоты теплопроводностью и конвекцией [5 – 7] для элементов системы, получаем систему дифференциальных уравнений (2), описывающую работу температурного канала климатической камеры без загрузки:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dT_{\text{ТЭН}}^0}{dt} &= \frac{P_{\text{ТЭН}} - \alpha_{\text{ТЭН}} S_{\text{ТЭН}} (T_{\text{ТЭН}}^0 - T_{\text{В}}^0)}{c_{\text{ТЭН}} m_{\text{ТЭН}}}; \\ \frac{dT_{\text{ОХЛ}}^0}{dt} &= \frac{\alpha_{\text{ОХЛ}}^{\text{внеш}} S_{\text{ОХЛ}}^{\text{внеш}} (T_{\text{В}}^0 - T_{\text{ОХЛ}}^0) - \alpha_{\text{ОХЛ}}^{\text{внутр}} S_{\text{ОХЛ}}^{\text{внутр}} (T_{\text{ОХЛ}}^0 - T_{\text{ХЛАД1}}^0)}{c_{\text{ОХЛ}} m_{\text{ОХЛ}}}; \\ \frac{dT_{\text{ОСУШ}}^0}{dt} &= \frac{\alpha_{\text{ОСУШ}}^{\text{внеш}} S_{\text{ОСУШ}}^{\text{внеш}} (T_{\text{В}}^0 - T_{\text{ОСУШ}}^0) - \alpha_{\text{ОСУШ}}^{\text{внутр}} S_{\text{ОСУШ}}^{\text{внутр}} (T_{\text{ОСУШ}}^0 - T_{\text{ХЛАД2}}^0)}{c_{\text{ОСУШ}} m_{\text{ОСУШ}}}; \\ \frac{dT_{\text{В}}^0}{dt} &= \frac{\alpha_{\text{ТЭН}} S_{\text{ТЭН}} (T_{\text{ТЭН}}^0 - T_{\text{В}}^0) - \alpha_{\text{ОХЛ}} S_{\text{ОХЛ}} (T_{\text{В}}^0 - T_{\text{ОХЛ}}^0) -}{c_{\text{В}} \cdot m_{\text{В}}} \\ &\quad \frac{-\alpha_{\text{ОСУШ}} S_{\text{ОСУШ}} (T_{\text{В}}^0 - T_{\text{ОСУШ}}^0) - K_{\text{СТ}} \cdot (T_{\text{В}}^0 - T_{\text{ОС}}^0)}{c_{\text{В}} m_{\text{В}}}, \end{aligned} \right. \quad (2)$$

где $T_{\text{В}}^0$, $T_{\text{ТЭН}}^0$, $T_{\text{ОХЛ}}^0$, $T_{\text{ОСУШ}}^0$ – температуры циркулирующего воздуха, ТЭНа, змеевиков охлаждающего и осушительного каскадов;

$c_{\text{В}}$, $c_{\text{ТЭН}}$, $c_{\text{ОХЛ}}$, $c_{\text{ОСУШ}}$ – теплоемкости воздуха а также материалов ТЭНа, змеевиков охлаждающего и осушительного каскадов;

$m_{\text{В}}$, $m_{\text{ТЭН}}$, $m_{\text{ОХЛ}}$, $m_{\text{ОСУШ}}$ – масса воздуха в камере, ТЭНа, змеевиков охлаждающего и осушительного каскадов;

$S_{\text{ТЭН}}$, $S_{\text{ОХЛ}}^{\text{внеш}}$, $S_{\text{ОХЛ}}^{\text{внутр}}$, $S_{\text{ОСУШ}}^{\text{внеш}}$, $S_{\text{ОСУШ}}^{\text{внутр}}$ – площадь поверхности ТЭНа, а также внутренних и внешних поверхностей змеевиков охлаждающего и осушительного каскадов;

$\alpha_{\text{ТЭН}}$, $\alpha_{\text{ОХЛ}}^{\text{внеш}}$, $\alpha_{\text{ОХЛ}}^{\text{внутр}}$, $\alpha_{\text{ОСУШ}}^{\text{внеш}}$, $\alpha_{\text{ОСУШ}}^{\text{внутр}}$ – коэффициенты теплоотдачи поверхности ТЭНа а также внутренних и внешних поверхностей змеевиков охлаждающего и осушительного каскадов;

$P_{\text{ТЭН}}$ – мощность ТЭНа;

$T_{\text{ХЛАД1}}^0$, $T_{\text{ХЛАД2}}^0$ – температуры испарения хладагента в охладителе и осушителе;

$T_{\text{ОС}}^0$ – температура окружающей среды;

$K_{\text{СТ}}$ – коэффициент теплопередачи через стенки.

$K_{\text{СТ}}$ в свою очередь определяется следующим образом:

$$K_{\text{СТ}} = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_{\text{СТ}}^{\text{внеш}}} + \frac{2 \cdot \delta_{\text{СТ}}}{\lambda_{\text{СТ}}} + \frac{\delta_{\text{УТЕПЛ}}}{\lambda_{\text{УТЕПЛ}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{СТ}}^{\text{внутр}}}}, \quad (3)$$

где $\delta_{\text{СТ}}$, $\delta_{\text{УТЕПЛ}}$ – толщины стенок камеры и утеплителя;

$\lambda_{\text{СТ}}$, $\lambda_{\text{УТЕПЛ}}$ – коэффициенты теплопроводности стенок камеры и утеплителя;

$\alpha_{\text{СТ}}^{\text{внеш}}$, $\alpha_{\text{СТ}}^{\text{внутр}}$ – коэффициенты теплоотдачи внешней и внутренней поверхностей стенок камеры.

В качестве переменных состояния камеры выберем температуры воздуха, ТЭНа, змеевиков:

$$x_1 = T_{\text{ТЭН}}^0, \quad x_2 = T_{\text{ОХЛ}}^0, \quad x_3 = T_{\text{ОСУШ}}^0, \quad x_4 = T_{\text{В}}^0.$$

Для упрощения записи уравнения введем следующие замены:

$$A_1 = \alpha_{\text{ТЭН}} S_{\text{ТЭН}}, \quad A_2 = \alpha_{\text{ОХЛ}}^{\text{внеш}} S_{\text{ОХЛ}}^{\text{внеш}},$$

$$A_3 = \alpha_{\text{ОХЛ}}^{\text{внутр}} S_{\text{ОХЛ}}^{\text{внутр}}, \quad A_4 = \alpha_{\text{ОСУШ}}^{\text{внеш}} S_{\text{ОСУШ}}^{\text{внеш}},$$

$$A_5 = \alpha_{\text{ОСУШ}}^{\text{внутр}} S_{\text{ОСУШ}}^{\text{внутр}}, \quad A_6 = K_{\text{СТ}},$$

$$K_A = A_1 + A_2 + A_4 + A_6, \quad B_1 = c_{\text{ТЭН}} m_{\text{ТЭН}},$$

$$B_2 = c_{\text{ОХЛ}} m_{\text{ОХЛ}}, \quad B_3 = c_{\text{ОСУШ}} m_{\text{ОСУШ}}, \quad B_4 = c_{\text{В}} m_{\text{В}}.$$

После введенных обозначений и преобразований системы (2) получаем систему уравнений в пространстве состояний, описывающую номинальный режим работы температурного канала камеры:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{x}_1 &= -\frac{A_1}{B_1} x_1 + \frac{A_1}{B_1} x_4 + \frac{P_{\text{ТЭН}}}{B_1}; \\ \dot{x}_2 &= -\frac{A_2 + A_3}{B_2} x_2 + \frac{A_2}{B_2} x_4 + \frac{A_3}{B_2} T_{\text{ХЛАД1}}^0; \\ \dot{x}_3 &= -\frac{A_4 + A_5}{B_3} x_3 + \frac{A_4}{B_3} x_4 + \frac{A_5}{B_3} T_{\text{ХЛАД2}}^0; \\ \dot{x}_4 &= \frac{A_1}{B_4} x_1 + \frac{A_2}{B_4} x_2 + \frac{A_4}{B_4} x_3 - \frac{K_A}{B_4} x_4 + \frac{A_6}{B_4} T_{\text{ОС}}^0. \end{aligned} \right. \quad (4)$$

Во время включения ТЭНа мощность нагревателей считаем равной номинальной $P_{\text{ТЭН}} = P_{\text{ТЭН ном}}$, а при подаче сигнала на его отключение $P_{\text{ТЭН}} = 0$.

При закрытых управляющих клапанах в охладителе и осушителе считаем, что изменение температур змеевиков происходит только за счет теплообмена с циркулирующим воздухом. Чтобы отразить это в ММ, выражения соответствующие теплоотдаче от змеевиков к хладагенту во втором и третьем уравнении системы (4) должны быть равны нулю. Этого можно достичь за счет приравнивания соответствующих коэффициентов к нулю $A_3 = 0$, $A_5 = 0$.

Предварительную оценку коэффициентов ММ (4) можно произвести расчетным путем, исходя из геометрических параметров камеры и элементов, справочных данных, критериальных зависимостей, типа используемых материалов и технической документации на оборудование.

Номинальная мощность нагревательных элементов $P_{\text{тэн ном}}$, а также температуры испарения хладогенов в системах охлаждения и осушения $T_{\text{хлад1}}^0$ и $T_{\text{хлад2}}^0$ определяются из справочной литературы и технической документации на конкретную климатическую камеру.

Коэффициенты уравнений B_i можно рассчитать, исходя из геометрических размеров камеры, нагревательных элементов, змеевиков охлаждения и осушения, а также справочных данных по теплоемкости и плотности воздуха и материалов исполнительных элементов (ИЭ):

$$B_i = c_i \rho_i V_i, \quad (5)$$

где c_i – теплоемкость воздуха или материала ИЭ;

ρ_i – плотность воздуха или материала ИЭ;

V_i – объем воздуха или ИЭ.

При использовании ряда упрощений для предварительной оценки коэффициентов теплоотдачи α_i используются критерии теплового подобия Нуссельта (Nu), Рейнольдса (Re), Прандтля (Pr) и Грасгофа (Gr) для передачи тепла в движущейся среде конвекцией [6]:

$$\left\{ \begin{array}{l} Nu = \frac{\alpha l}{\lambda}; \\ Re = \frac{vl}{\nu}; \\ Pr = c_p \frac{\nu}{\lambda}; \\ Gr = \beta g l^3 \frac{\Delta t}{\nu^2}. \end{array} \right. \quad (6)$$

где α – коэффициент теплоотдачи;

l – определяющий размер;

v – скорость потока;

ν – коэффициент кинематической вязкости;

c – теплоемкость среды;

ρ – плотность среды;

λ – коэффициент теплопроводности среды;

g – ускорение свободного падения;

Δt – температурный перепад между средой и омываемой ею поверхностью;

β – функция, связывающая изменение плотности среды с температурой.

Критериальное уравнение теплопередачи конвекцией строится по типу:

$$Nu = f(Re, Gr, Pr). \quad (7)$$

Здесь Nu содержит в себе искомую величину α и является неопределяющим критерием, тогда как критерии Re , Gr , Pr – определяющими.

Для газов одинаковой атомности и, в частности, для воздуха, когда $Pr = \text{const}$, будем иметь:

$$Nu = f(Re, Gr). \quad (8)$$

Так как движение воздуха в камере вынужденное, естественной конвекцией можно пренебречь, следовательно выпадает число Грасгофа:

$$Nu = f(Re). \quad (9)$$

Выражения (6) – (9) позволяют произвести оценочный расчет коэффициентов теплоотдачи от циркулирующего воздуха к поверхностям нагревательных элементов, а также змеевикам охлаждения и осушения и определить значения искомых коэффициентов A_i .

Относительная влажность воздуха в климатической камере находится по следующему уравнению [8]:

$$\phi_{\text{возд}} = \frac{\rho_k}{\rho_0(T^0_B)}, \quad (10)$$

где $\rho_0(T^0_B)$ – абсолютная влажность насыщенного воздуха при текущей температуре;

ρ_k – действительная абсолютная влажность воздуха в камере.

Зависимость абсолютной влажности насыщенного воздуха от температуры можно получить, аппроксимировав соответствующие справочные данные при температурах от минус 50 °С до +100 °С:

$$\rho_0(T^0_B) = 2,973 \cdot 10^{-6} T^0_B{}^4 + 1,764 \cdot 10^{-4} T^0_B{}^3 + 0,0071 T^0_B{}^2 + 0,3520 T^0_B + 5,8064. \quad (11)$$

Скорость изменения абсолютной влажности в камере $\frac{d\rho_k}{dt}$ определяется следующим образом:

$$\frac{d\rho_k}{dt} = \frac{G_{\text{пара}} - G_{\text{кон}}}{V_B}, \quad (12)$$

где V_B – объем циркулирующего в камере воздуха;

$G_{\text{пара}}$ – расход пара из испарителя;

$G_{\text{кон}}$ – расход пара на конденсацию на змеевиках охлаждения, осушения, а также стенках камеры.

Расход пара из испарителя можно описать следующим выражением [8]:

$$G_{\text{пара}} = \frac{Q_{\text{воды}}}{r}, \quad (13)$$

где r – теплота парообразования воды;

$Q_{\text{воды}}$ – количества теплоты, подводимое к воде в испарителе.

Следует учитывать, что выражение (13) справедливо при температуре воды, равной температуре кипения (в случае нормального атмосферного давления 100 °С).

При температурах воды ниже температуры кипения испарение с поверхности воды происходит, однако энергии паров недостаточно для преодоления высоты между испарителем и камерой. Данный режим работы влажностного канала климатической камеры можно описать следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dT_{ти}^0}{dt} = \frac{P_{ти} - \alpha_{ти} S_{ти} (T_{ти}^0 - T_{ж}^0)}{c_{ти} m_{ти}}, \\ \frac{dT_{ж}^0}{dt} = \frac{\alpha_{ти} S_{ти} (T_{ти}^0 - T_{ж}^0) - K_{си} (T_{ж}^0 - T_{ос}^0)}{c_{ж} m_{ж}}, \\ \frac{d\rho_k}{dt} = -\frac{G_{кон}}{V_b}, \end{cases} \quad (14)$$

где $T_{ти}^0$ – температура ТЭНа испарителя;

$T_{ж}^0$ – температура жидкости (воды);

$P_{ти}$ – мощность ТЭНа испарителя;

$c_{ж}$, $c_{ти}$ – теплоемкости жидкости и материала

ТЭНа испарителя;

$m_{ж}$, $m_{ти}$ – масса жидкости и ТЭНа испарителя;

$\alpha_{ти}$ – коэффициент теплоотдачи поверхности

ТЭНа испарителя;

$S_{ти}$ – площадь поверхности ТЭНа испарителя;

$K_{си}$ – коэффициент теплопередачи через стенки испарителя.

При достижении температуры кипения, подводимая к воде энергия тратится уже не на увеличение ее температуры, а на парообразование, т.е. $T_{ж}^0 = \text{const}$ и $G_{пара} > 0$, что отражается в следующей системе уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dT_{ти}^0}{dt} = \frac{P_{ти} - \alpha_{ти}^k S_{ти} (T_{ти}^0 - T_{ж}^0)}{c_{ти} m_{ти}}, \\ \frac{d\rho_k}{dt} = \frac{\frac{\alpha_{ти}^k S_{ти} (T_{ти}^0 - T_{ж}^0) - K_{си} (T_{ж}^0 - T_{ос}^0)}{\Gamma} - G_{кон}}{V_b}, \end{cases} \quad (15)$$

где $\alpha_{ти}^k$ – коэффициент теплоотдачи поверхности ТЭНа испарителя в режиме кипения.

Предварительная оценка коэффициентов в системах (14) – (15) производится аналогично оценке коэффициентов в системе, описывающей температурный канал камеры (2). При этом используются справочные данные и техническая документация на конкретную камеру, а также зависимости (3), (5) – (9).

Расход пара на конденсацию $G_{кон}$ зависит от скорости движения воздуха в камере, площади, материала и температур поверхностей ИЭ и стенок внутри камеры, а также многих других факторов. Эту зависимость довольно сложно описать исходя из теоретических предпосылок, однако можно получить опытным путем, аппроксимировав экспериментальные данные функцией, зависящей только от разности между текущими температурами поверхностей и температурой росы, соответствующей текущей абсолютной влажности в камере, так как другие параметры можно считать неизменными в процессе работы:

$$G_{кон} = f(\Delta t_1^0, \Delta t_2^0, \dots, \Delta t_n^0), \quad (16)$$

где $\Delta t_i^0 = t_i^0 - t_p^0(\rho_k)$ – разность между температурой i -й поверхности внутри камеры и температурой росы, соответствующей текущей абсолютной влажности в камере.

В качестве переменных состояния выберем температуры ТЭНа и воды в испарителе, а также абсолютную влажность воздуха в камере: $x_1^И = T_{ти}^И$, $x_2^И = T_{ж}^И$, $x_3^И = \rho_k$. Для упрощения выражений (14) – (15) введем следующие замены:

$$A_1^И = \alpha_{ти} S_{ти}, A_1^{Ик} = \alpha_{ти}^k S_{ти}, A_2^И = K_{си},$$

$$B_1^И = c_{ти} m_{ти}, B_2^И = c_{ж} m_{ж}, B_3^И = V_b.$$

После введенных замен и преобразований систем (14) – (15) получаем следующие системы уравнений в пространстве состояний, описывающие номинальную работу влажностного канала в различных режимах работы испарителя:

$$\begin{cases} \dot{x}_1^И = -\frac{A_1^И}{B_1^И} x_1^И + \frac{A_1^И}{B_1^И} x_2^И + \frac{P_{ти}}{B_1^И}; \\ \dot{x}_2^И = \frac{A_1^И}{B_2^И} x_1^И - \frac{A_1^И + A_2^И}{B_2^И} x_2^И + \frac{A_2^И}{B_2^И} T_{ос}^0; \\ \dot{x}_3^И = -\frac{G_{кон}}{B_3^И}, \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_1^И = -\frac{A_1^{Ик}}{B_1^И} x_1^И + \frac{A_1^{Ик}}{B_1^И} x_2^И + \frac{P_{ти}}{B_1^И}; \\ \dot{x}_2^И = \frac{A_1^{Ик}}{r B_2^И} x_1^И - \frac{A_1^{Ик} + A_2^И}{r B_2^И} x_2^И + \frac{A_2^И}{r B_2^И} T_{ос}^0 - \frac{G_{кон}}{B_3^И}. \end{cases} \quad (18)$$

Для построения ММ функционирования климатической камеры в неработоспособном состоянии, необходимо исходя из опыта эксплуатации подобных функциональных элементов, мнений экспертов и натурных испытаний сформировать множество физических видов отказов $D_{кк} = \{d_i\}$ для системы [3]. Например, для рассматриваемой кли-

матической камеры такими отказами могут быть: d_1 – изменение скорости вращения смешивающего вентилятора; d_2 – разгерметизация камеры; d_3 – перегорание нагревательного элемента; d_4 – отсутствие силового напряжения питания; d_5 – выход из строя управляющих клапанов системы охлаждения; d_6 – выход из строя компрессора; d_7 – отсутствие воды в испарителе; d_8 – изменение параметров датчика температуры; d_9 – отказ датчика влажности и т.д. [9].

Далее производится параметризация видов отказов и формируется множество классов отказов $A_{\text{кк}} = \{a_i\}$ по признаку наличия общих свойств [3]. Например: a_1 – изменение коэффициента теплоотдачи ТЕНа $\alpha_{\text{тэн}}$, соответствует вышеперечисленным видам отказов d_1 и d_3 ; a_2 – отсутствие хладагента в змеевиках охладителя ($\alpha_{\text{охл}}^{\text{внутр}} = 0$) может быть вызвано отказами d_4 , d_5 и d_6 и т.д.

Сформировав классы отказов, можно введя в системах (4), (17) и (18) соответствующие изменения коэффициентов, вызванные отказами элементов, перейти к описанию работы климатической камеры в неработоспособном состоянии:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = -\frac{\tilde{A}_1}{B_1} \tilde{x}_1 + \frac{\tilde{A}_1}{B_1} \tilde{x}_4 + \frac{\tilde{P}_{\text{тэн}}}{B_1}; \\ \dot{\tilde{x}}_2 = -\frac{\tilde{A}_2 + \tilde{A}_3}{B_2} \tilde{x}_2 + \frac{\tilde{A}_2}{B_2} \tilde{x}_4 + \frac{\tilde{A}_3}{B_2} T_{\text{хлад1}}^0; \\ \dot{\tilde{x}}_3 = -\frac{\tilde{A}_4 + \tilde{A}_5}{B_3} \tilde{x}_3 + \frac{\tilde{A}_4}{B_3} \tilde{x}_4 + \frac{\tilde{A}_5}{B_3} T_{\text{хлад2}}^0; \\ \dot{\tilde{x}}_4 = \frac{\tilde{A}_1}{B_4} \tilde{x}_1 + \frac{\tilde{A}_2}{B_4} \tilde{x}_2 + \frac{\tilde{A}_4}{B_4} \tilde{x}_3 - \frac{\tilde{K}_A}{B_4} \tilde{x}_4 + \frac{\tilde{A}_6}{B_4} T_{\text{ос}}^0, \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1^{\text{и}} = -\frac{\tilde{A}_1^{\text{и}}}{B_1^{\text{и}}} x_1^{\text{и}} + \frac{\tilde{A}_1^{\text{и}}}{B_1^{\text{и}}} x_2^{\text{и}} + \frac{\tilde{P}_{\text{ти}}}{B_1^{\text{и}}}; \\ \dot{\tilde{x}}_2^{\text{и}} = \frac{\tilde{A}_1^{\text{и}}}{B_2^{\text{и}}} x_1^{\text{и}} - \frac{\tilde{A}_1^{\text{и}} + A_2^{\text{и}}}{B_2^{\text{и}}} x_2^{\text{и}} + \frac{A_2^{\text{и}}}{B_2^{\text{и}}} T_{\text{ос}}^0; \\ \dot{\tilde{x}}_3^{\text{и}} = -\frac{\tilde{G}_{\text{кон}}}{B_3^{\text{и}}}, \end{cases} \quad (20)$$

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1^{\text{и}} = -\frac{\tilde{A}_1^{\text{ки}}}{B_1^{\text{и}}} x_1^{\text{и}} + \frac{\tilde{A}_1^{\text{ки}}}{B_1^{\text{и}}} x_2^{\text{и}} + \frac{\tilde{P}_{\text{ти}}}{B_1^{\text{и}}}; \\ \dot{\tilde{x}}_3^{\text{и}} = \frac{\tilde{A}_1^{\text{ки}}}{rB_3^{\text{и}}} x_1^{\text{и}} - \frac{\tilde{A}_1^{\text{ки}} + A_2^{\text{и}}}{rB_3^{\text{и}}} x_2^{\text{и}} + \frac{A_2^{\text{и}}}{rB_3^{\text{и}}} T_{\text{ос}}^0 - \frac{\tilde{G}_{\text{кон}}}{B_3^{\text{и}}}, \end{cases} \quad (21)$$

где $\tilde{A}_i = A_i + \Delta A_i$ – значения коэффициентов при различных отказах;

$\tilde{P}_{\text{тэн}} = P_{\text{тэн}} + \Delta P_{\text{тэн}}$, $\tilde{P}_{\text{ти}} = 0$ – значения мощностей нагревателей при отказах d_3 и d_4 ;

$\tilde{x}_i$, $\dot{\tilde{x}}_i^{\text{и}}$ – переменные состояния, характеризующие работу каналов температуры и влажности при наличии отказов.

Последовательно вводя в модели (19) – (21) изменения коэффициентов ΔA_i и $\Delta P_{\text{тэн}}$, соответствующие отказам из множества $D_{\text{кк}} = \{d_i\}$, определяется их влияние на поведения объекта, а также отклонения от номинального режима функционирования, а затем на основании полученных данных синтезируются или корректируются алгоритмы диагностирования.

Заключение

Представленные в статье модели функционирования климатической камеры для каналов температуры (4), (19) и влажности (10), (11), (17), (18), (20), (21) позволяют исследовать поведение объекта в номинальном режиме функционирования, а также в аварийных режимах, вызванных отказами функциональных элементов. В выражениях (11) и (16) учтено влияние температуры воздуха и исполнительных элементов на относительную влажность в камере, что более реально отражает происходящие в системе процессы и позволяет получить дополнительную информационную избыточность, используемую в системах диагностирования технического состояния объекта.

Полученные модели номинального функционирования могут быть использованы для синтеза систем управления и диагностирования подобных объектов, а их представление в пространстве состояний позволяет проанализировать их современными компьютерными пакетами численного моделирования.

Литература

1. Мироновский Л.А. Функциональное диагностирование динамических систем / Л.А. Мироновский. – М.: МГУ-ГРИФ, 1998. – 256 с.
2. Жирабок А.Н. Диагностирование датчиков технических систем / А.Н. Жирабок, А.М. Писарец, А.С. Якишин // Датчики и системы. – 2007. – №6. – С. 12-17.
3. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления: монография / А.С. Кулик. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ»; Бизнес Информ, 2000. – 260 с.
4. Кулик А.С. Основы моделирования систем: учеб. пособие / А.С. Кулик – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1998. – 90 с.
5. Моисеев А.А. Имитационные модели некоторых термодинамических процессов / А.А. Моисеев

ев // Приборы и системы. Управление, контроль и диагностика. – 2005. – №11. – С. 20-24.

6. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров: пер. с англ. / Х. Уонг. – М.: Атомиздат, 1979. – 216 с.

7. Кулік А.С. Математична модель номінального режиму функціонування температурної камери / А.С. Кулік, В.В. Нарожний, О.М. Таран // Вісник Харківського національного технічного університе-

ту сільського господарства ім. Петра Василенка. – 2007. – Вип. 57, т. 2. – С. 252-256.

8. Теплотехника: учебник для вузов / Под ред. А.П. Баскакова. – М.: Энергоиздат, 1982. – 264 с.

9. Кулик А.С. Построение модели неработоспособного состояния температурной камеры с использованием сигнально-параметрического подхода / А.С. Кулик, В.В. Нарожный, А.Н. Таран // Системы обработки информации. – 2007. – Вып. 9(67). – С. 55-58.

Поступила в редакцию 21.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОБУДОВА МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ВИПРОБУВАЛЬНОЇ КЛІМАТИЧНОЇ КАМЕРИ ТИПУ ТЕПЛО-ХОЛОД-ВОЛОГА

А.С. Кулік, В.В. Нарожний, О.М. Таран

У статті представлено математичні моделі каналів температури та вологості випробувальної кліматичної камери типу тепло-холод-волога. Дані моделі описують роботу камери в номінальному режимі функціонування і аварійному режимі при відмові елементів системи. В процесі моделювання було враховано взаємний вплив каналів температури та вологості, що дозволило більш адекватно відобразити процеси, що відбуваються в камері, і отримати додаткову інформаційну надмірність, використовувану в задачах діагностування технічного стану об'єкту. Представлені моделі можуть бути використані як для синтезу системи управління, так і для діагностування технічного стану кліматичної камери, а також схожих систем створення штучного мікроклімату.

Ключові слова: діагностування, математична модель, температура, вологість, теплообмін, номінальний режим, відмова.

CONSTRUCTION OF CLIMATIC CHAMBER MATHEMATICAL MODELS FOR TEMPERATURE-HUMIDITY TEST

A.S. Kulik, V.V. Naroznyy, A.N. Taran

The mathematical models of temperature and humidity channels for test climatic chamber of heat-cold-humidity type are represented in the article. These models describe work of chamber in the nominal operation mode and emergency state at the system elements fault. In the process of design the interference between temperature and humidity channel was taken into account, that allowed more adequately reflect processes what is going on in a chamber and to receives the additional information redundancy used in the tasks of the object technical state diagnosing. The represented models can be used both for the synthesis of the control system and for diagnosing of the technical state of climatic chamber and also similar systems of artificial microclimate creation.

Key words: diagnosing, mathematical model, temperature, humidity, heat exchange, nominal rating.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, проф., заведуючий кафедрою «Системи управління летательними апаратами» Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Нарожний Віталій Васильєвич – канд. техн. наук, доцент кафедри «Системи управління летательними апаратами» Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: kub@babylon.kharkov.com.

Таран Александр Николаевич – аспірант кафедри «Системи управління летательними апаратами» Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна. e-mail: taran_a_n@mail.ru.

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, А.М. СУББОТА, О.В. РЕЗНИКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИЗБЫТОЧНЫХ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ

Рассмотрены вопросы, связанные с определением оптимальной структуры расположения двигателей-маховиков (ДМ) на космическом аппарате по сравнению с известными, предусмотренными стандартом NASA и фирмой General Electric. В качестве основного критерия сравнительного анализа выбран след ковариационной матрицы вектора кинетического момента системы ДМ. Показано, что альтернативный вариант с углами $\beta = 60^\circ$, $\gamma = 30^\circ$ и разработанный с учетом принципа построения силовой гироскопической стабилизации, по сравнению с названными, при отказах ДМ обладает большей эффективностью в 2,1 и 1,35 раза соответственно.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, двигатель-маховик, избыточность, кинетический момент, ковариационная матрица.

Введение

При разработке систем стабилизации и ориентации малых и средних космических аппаратов (КА), рассчитанных на длительное существование, в качестве электромеханических исполнительных органов применяются силовые гироскопические комплексы, трехступенные силовые гиростабилизаторы и управляющие двигатели-маховики [1]. Каждый из перечисленных исполнительных органов обладает как преимуществами, так и определенного рода недостатками. Между областями эффективного применения выше перечисленных устройств невозможно провести резких границ. Однако, с точки зрения простоты устройства, функционирования, диагностирования, реконфигурации алгоритмов при отказах [2] и организации управления режимами стабилизации и ориентации определенными преимуществами все же обладают исполнительные органы в виде двигателей-маховиков (ДМ). Кроме того, немаловажное значение имеют следующие обстоятельства использования ДМ на КА:

- ДМ могут быть выполнены на основе управляемого бесконтактного двигателя постоянного тока с реверсивным вращением ротора-маховика и возможностью его торможения;
- величина создаваемого электродвигателем момента может плавно меняться в требуемом диапазоне в соответствии с сигналом, подаваемым на вход ДМ;
- применение ДМ на КА, предназначенных для связи и дистанционного зондирования Земли, позволяет удовлетворять требованиям по обеспечению точности и многорежимности функционирования

систем стабилизации и ориентации КА;

– разрабатываемые промышленностью ДМ могут быть выполнены с достаточно широким диапазоном характеристик. С целью наглядности в табл. 1 приведены возможные варианты диапазонов характеристик ДМ различных фирм-изготовителей.

Эффективность использования ДМ на КА зависит, в первую очередь, от требований надежности, точности обеспечения ориентации и стабилизации КА, а также необходимости нормального функционирования в условиях отказов элементов системы управления (СУ). При этом требуется решение задач минимизации количества избыточных ДМ и оптимизации их расположения относительно базовой системы координат (СК).

Анализ различных вариантов использования избыточности показывает, что она может быть применена для следующих целей [3]:

- резервирования ДМ, оси кинетических моментов которых либо совпадают, либо находятся под некоторым углом к базовой системе координат, связанной с КА;
- функциональной избыточности, при которой векторы кинетических моментов ДМ являются неколлинеарными, но обеспечивается их линейная независимость, а также работоспособность системы при отказах.

В настоящее время вопросы, связанные с резервированием элементов СУ, достаточно хорошо изучены, поэтому наибольший интерес представляет исследование оптимальной структуры и конфигурации расположения ДМ на КА и ее связь с вопросами стабилизации и ориентации КА в пространстве.

Таблица 1

Диапазоны характеристик ДМ, выпускаемых промышленностью

№, п/ п	Наименование характеристики	Ед. изме- рен.	Фирмы-изготовители		
			НПП ВНИИ- ЭМ	ОАО НПЦ «Полус»	SSTL
			Диапазоны		
1	Потребляемая мощность при максимально- управляемом моменте	Вт	7...100	–	5...120
2	Управляющий момент	Нм	0,007...0,26	0,2...0,7	0,01...0,2
3	Кинетический момент	Нмс	$\pm 0,1... \pm 29,4$	$\pm 2... \pm 70$	$\pm 0,42... \pm 12$
4	Частота вращения	об/мин	1100...6000	–	5000
5	Масса блоков электромеханики	кг	0,8...14,0	–	1,25...4,7

1. Связь ДМ с прецессионным движением КА

Решение задач управления ориентацией и стабилизацией КА в течение продолжительного времени связано со значительными энергетическими затратами. При использовании в качестве исполнительных органов ДМ восполнение энергетических затрат возможно с помощью солнечных батарей. Однако при действии на КА постоянных по направлению возмущающих моментов ДМ будет постоянно разгоняться, пока не достигнет предельного значения скорости, определенной производителем ДМ. После этого возникает необходимость вернуть ДМ в рабочее состояние, используя другие исполнительные органы, путем приложения к ДМ внешнего момента. Поскольку на пассивных участках траектории воздействия на КА со стороны окружающей среды малы, то при соответствующих незначительных по величине кинетических моментах ДМ и их соответствующего расположения на КА, можно за счет компенсации прецессионного движения КА добиться высокоэффективной его стабилизации в пространстве.

С целью уяснения данного вопроса рассмотрим уравнения, описывающие динамику КА при условии, что по осям связанной СК OXYZ, совпадающей с главными осями инерции КА, установлены три инерционных маховика (рис. 1).

На практике моменты инерции КА I_x , I_y , I_z по каждой из указанных осей значительно превосходят моменты инерции маховиков J_x , J_y , J_z , установленных по этим же осям. Поскольку ДМ идентичны по своим характеристикам, то справедливо равенство их моментов инерции:

$$J_x = J_y = J_z = J. \quad (1)$$

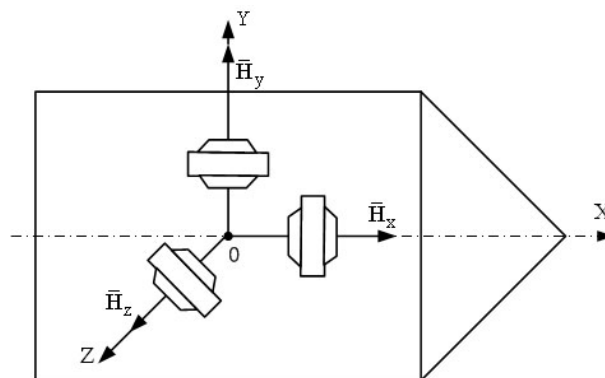


Рис. 1. Схема установки ДМ на КА

При этом дифференциальные уравнения движения КА относительно центра масс имеют следующий вид [4]:

$$\begin{aligned}
 I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z &= \\
 &= M_x + M_{уп.x} + J(\Omega_y \omega_z - \Omega_z \omega_y); \\
 I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_x \omega_z &= \\
 &= M_y + M_{уп.y} + J(\Omega_z \omega_x - \Omega_x \omega_z); \\
 I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y &= \\
 &= M_z + M_{уп.z} + J(\Omega_x \omega_y - \Omega_y \omega_x),
 \end{aligned} \quad (2)$$

где ω_x , ω_y , ω_z – проекции абсолютной угловой скорости вращения корпуса КА на оси связанной СК OXYZ;

Ω_x , Ω_y , Ω_z – проекции угловой скорости вращения маховиков на связанные оси;

$M_{уп.x}$, $M_{уп.y}$, $M_{уп.z}$ – управляющие моменты, создаваемые инерционными двигателями;

M_x , M_y , M_z – проекции возмущающего момента на связанные оси.

Для дальнейшего анализа процесса стабилизации КА при длительно действующих на него посто-

янных возмущающих моментах при помощи ДМ, без потери общности примем следующие допущения:

– моменты инерции ДМ относительно осей собственного вращения, угловые скорости вращения, а, следовательно, и кинетические моменты $\bar{H}_x = I_x \bar{\omega}_x$, $\bar{H}_y = I_y \bar{\omega}_y$, $\bar{H}_z = I_z \bar{\omega}_z$ равны между собой, а также моменты инерции КА $I_x = I_y = I_z$;

– в виду малости угловых скоростей прецессии ω_x , ω_y , ω_z КА под действием возмущающих моментов M_x , M_y , M_z и отсутствии управляющих моментов $M_{уп.x}$, $M_{уп.y}$, $M_{уп.z}$ возникающие угловые ускорения $\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_z$ считаем величинами второго порядка малости.

С учетом выше перечисленных допущений, уравнения (2) принимают вид:

$$\begin{aligned} H_z \omega_y - H_y \omega_z &= M_x; \\ H_x \omega_z - H_z \omega_x &= M_y; \\ H_y \omega_x - H_x \omega_y &= M_z. \end{aligned} \quad (3)$$

Как видно из (3), левая часть данных уравнений представляет собой сумму гироскопических моментов.

Исходя из законов, описывающих прецессионное движение, на рис. 2 приведена диаграмма расположения векторов гироскопических моментов $\bar{M}'_r = H_z \omega_y$, $\bar{M}''_r = H_y \omega_z$, момента $\bar{M}_x$ и угловых скоростей ω_y и ω_z , согласно первому уравнению системы (3).

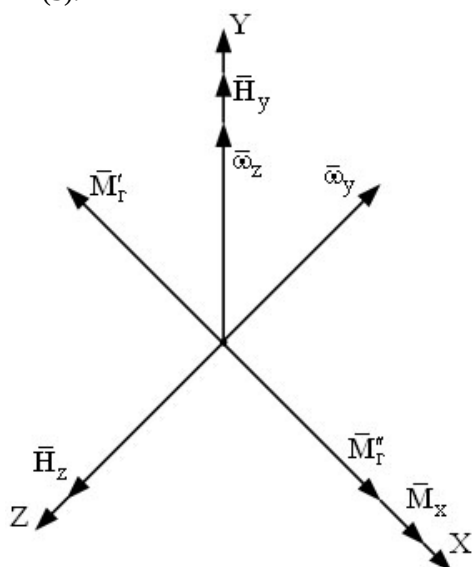


Рис. 2. Диаграмма расположения векторов гироскопических моментов

Из рис. 2 следует, что при выбранной конфигурации расположения ДМ относительно осей связан-

ной СК OXYZ, появление любых возмущающих моментов относительно этих же осей приводит к изменению ориентации КА относительно взаимно-перпендикулярных осей.

С целью исключения этого явления рассмотрим рис. 3, на котором условно изображен принцип создания системы одноосной гироскопической стабилизации.

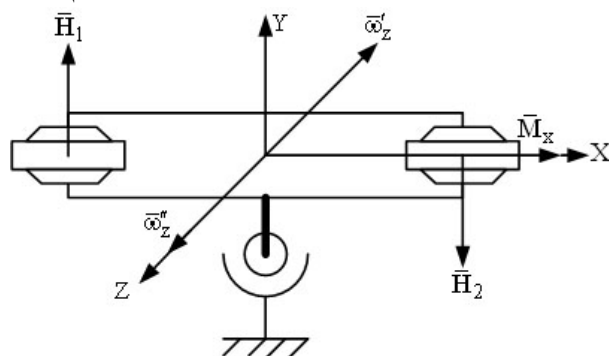


Рис. 3. Схема системы одноосной гироскопической стабилизации

Как видно из рис. 3, при наличии двух маховиков, имеющих равные по величине ($H_1 = H_2 = H$), но противоположные по знаку кинетические моменты, имеем систему, автоматически компенсирующую возникающие прецессионное движение КА под действием возмущающих моментов M_x . Естественно, напрашивается вывод о применимости шести маховиков на КА, установленных попарно-противоположно относительно осей X, Y и Z.

Такой вариант будем считать базовым, а возможные другие варианты по своей эффективности будем сравнивать с вариантом, содержащим 6 маховиков.

При этом, с точки зрения структурной избыточности, а также учитывая, что маховики являются наиболее массивными и энергопотребляющими устройствами, в дальнейшем будем рассматривать структуры с четырьмя маховиками.

В качестве исходной информации при рассмотрении задачи оптимальной структуры, содержащей четыре маховика, примем дисперсии оценок, составляющих кинетических моментов в управляющем базисе σ_x^2 , σ_y^2 , σ_z^2 . Таким образом, используем следующую возможную схему решения задачи оптимальной ориентации кинетических моментов ДМ. В результате выбора закона обработки избыточной информации о величинах кинетических моментов в проекциях на оси связанной с КА СК считаем известной связь характеристик оценки точности измеряемого вектора кинетического момента, представляемого в основном базисе оптимизируе-

мой структуры ориентации одиночных кинетических моментов ДМ. При этом в качестве одного из возможных критериев может быть использован след корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора кинетического момента:

$$SpD = \sum_{i=1}^3 d_{ij}, \quad (4)$$

где $D = [H^T H]^{-1}$ – ковариационная матрица;

H – матрица направляющих косинусов, определяющая пространственное расположение осей собственного вращения маховиков;

H^T – транспонированная матрица;

$[H^T H]^{-1}$ – обратная матрица.

Очевидно, что чем меньше значение следа матрицы, тем более эффективна система ориентации кинетических моментов ДМ на КЛА.

В качестве примера рассмотрим оценку эффективности согласно критерию (4) структуры из шести ДМ, расположенных согласно рис. 4.

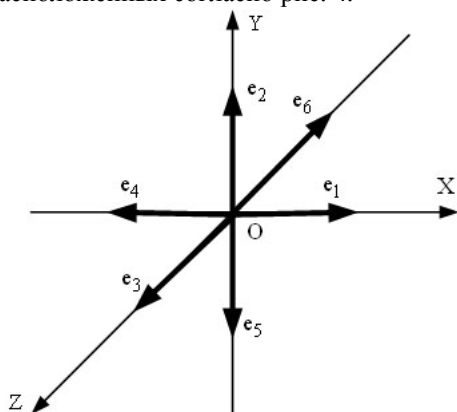


Рис. 4. Схема расположения орт ДМ

Орты, характеризующие положение осей собственного вращения маховиков, обозначим e_i ($i=\overline{1,6}$) и определим их компоненты в системе координат OXYZ. Для данной схемы имеем:

$$\begin{aligned} e_1 &= (1, 0, 0); e_2 = (0, 1, 0); e_3 = (0, 0, 1); \\ e_4 &= (-1, 0, 0); e_5 = (0, -1, 0); e_6 = (0, 0, -1). \end{aligned} \quad (5)$$

На основании (5) матрица направляющих косинусов приобретает вид:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Тогда

$$D = [H^T H]^{-1} = [A]^{-1} = \frac{[A_{ij}]}{\det A} = \begin{bmatrix} 0,5 & 0 & 0 \\ 0 & 0,5 & 0 \\ 0 & 0 & 0,5 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где $[A_{ij}]$ – присоединенная матрица, элементами которой служат алгебраические дополнения матрицы A ; $\det A$ – детерминант матрицы A .

Следовательно, исходя из полученного выражения (7), имеем следующее численное значение критерия, для структуры с шестью двигателями маховиков:

$$SpD = 1,5. \quad (8)$$

При отказе одного ДМ, например, с порядковым номером 1, имеем:

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix};$$

$$SpD = 2.$$

Отказ двух и трех ДМ соответственно дают следующие результаты: $SpD = 2,5$; $SpD=3$.

Таким образом, при отказах ДМ значение следа корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора кинетического момента увеличивается с увеличением числа отказавших ДМ.

2. Сравнительный анализ эффективности структур расположения на космическом аппарате ДМ с минимальной избыточностью

В качестве исходных конфигураций размещения двигателей-маховиков с минимальной избыточностью на космическом аппарате выберем следующие варианты [5, 6]:

- схему предусмотренной стандартами NASA в рамках проекта многоцелевой модульной платформы MMS, представленной на рис. 5;

- схему установки исполнительных органов фирмы General Electric, с кинетическими моментами двигателей-маховиков, направленных из середины куба (рис. 6);

- схему одного из альтернативных вариантов, удовлетворяющего принципу построения гиростабилизаторов (рис. 7).

Для схемы, представленной на рис. 5, матрица направляющих косинусов имеет следующий вид:

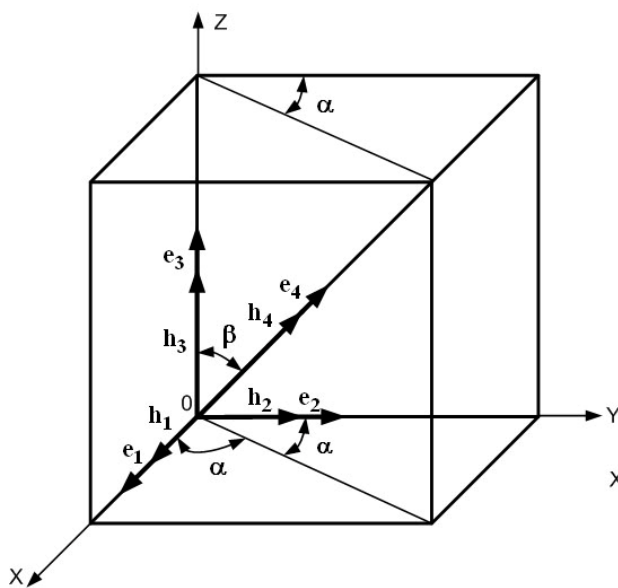


Рис. 5. Схема установки NASA

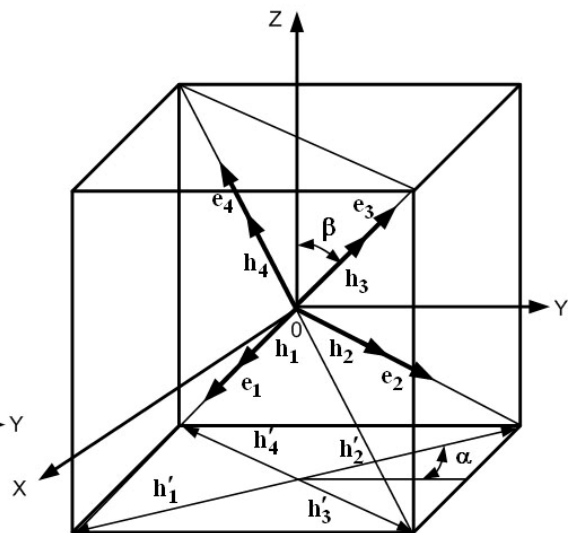


Рис. 6. Схема установки General Electric

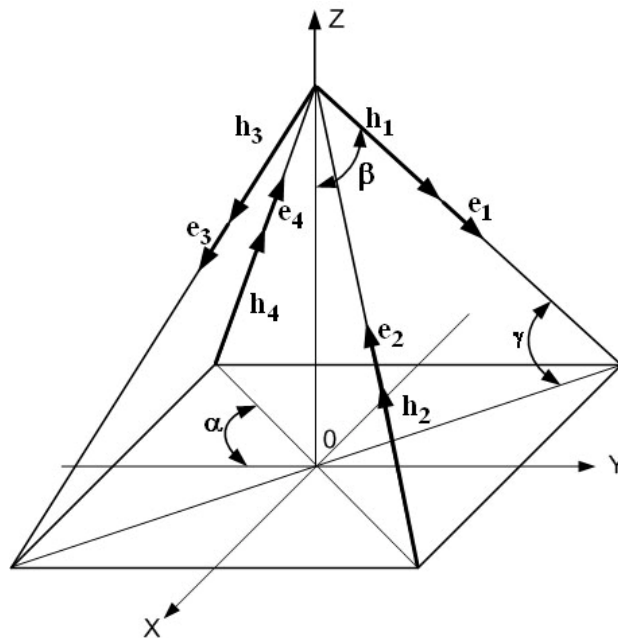


Рис. 7. Схема установки альтернативная

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

а соответствующий след ковариационной матрицы
 $SpD = 2,5$. (10)

Для схемы General Electric (рис. 6) при условии, что

$$\cos \alpha = \frac{\sqrt{2}}{2};$$

$$\cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}},$$

соответственно имеем:

$$H = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{pmatrix} 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{и} \quad SpD = 2,25. \quad (11)$$

Для альтернативного варианта (рис. 7) имеем следующие результаты:

а) при значениях $\cos \beta = \cos \gamma = \frac{\sqrt{2}}{2}$

$$H = \frac{1}{2} \begin{vmatrix} 1 & -\sqrt{2} & -1 \\ -1 & \sqrt{2} & -1 \\ -1 & -\sqrt{2} & 1 \\ 1 & \sqrt{2} & 1 \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 2,5; \quad (13)$$

б) $\cos \beta = \frac{1}{2}, \cos \gamma = \frac{\sqrt{3}}{2}$

$$H = \frac{1}{4} \begin{vmatrix} \sqrt{6} & -2 & -\sqrt{6} \\ -\sqrt{6} & 2 & -\sqrt{6} \\ -\sqrt{6} & -2 & \sqrt{6} \\ \sqrt{6} & 2 & \sqrt{6} \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 2,33. \quad (14)$$

Далее аналогичные критерии получим для рассматриваемых схем при условии отказа ДМ, имеющего первый порядковый номер. Тогда соответствующая матрица направляющих косинусов для схемы NASA:

$$H = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \\ \sqrt{3} & \sqrt{3} & \sqrt{3} \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 7. \quad (15)$$

Для схемы General Electric соответственно имеем

$$H = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 4,5. \quad (16)$$

Наконец, для альтернативного варианта

а) при значениях $\cos \beta = \cos \gamma = \frac{\sqrt{2}}{2}$

$$H = \frac{1}{2} \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1 & \sqrt{2} & -1 \\ -1 & -\sqrt{2} & 1 \\ 1 & \sqrt{2} & 1 \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 3,67; \quad (17)$$

б) $\cos \beta = \frac{1}{2}, \cos \gamma = \frac{\sqrt{3}}{2}$

$$H = \frac{1}{4} \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\sqrt{6} & 2 & -\sqrt{6} \\ -\sqrt{6} & -2 & \sqrt{6} \\ \sqrt{6} & 2 & \sqrt{6} \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 3,33. \quad (18)$$

С целью наглядности сведем полученные результаты в единую таблицу (табл. 2).

Как видно из табл. 2, оптимальной структурой

ориентации ДМ на космическом аппарате при отказе одного из ДМ является альтернативный вариант с углами $\beta = 60^\circ, \gamma = 30^\circ$, представленный на рис. 7, и разработанный с учетом принципа построения силовой гироскопической стабилизации и максимально удовлетворяющий условиям обеспечения точностных характеристик определения состояния вектора кинетического момента системы ДМ. При этом эффективность структуры ДМ альтернативного варианта с $\beta = 60^\circ, \gamma = 30^\circ$ при отказах в 2,1 и 1,35 раза соответственно выше рассмотренных вариантов, о чем свидетельствует значения следов матриц SpD.

Таблица 2

Значения следов ковариационных матриц для различных вариантов расположения ДМ на КА

Вариант	Величина SpD	
	Без отказа ДМ	При отказе ДМ
Согласно стандарта NASA	2,5	7
Фирмы General Electric	2,25	4,5
Альтернативный вариант с $\gamma = \beta = 45^\circ$	2,5	3,67
Альтернативный вариант с $\beta = 60^\circ, \gamma = 30^\circ$	2,33	3,33

Выводы

Таким образом, результаты анализа выбора и обоснования наиболее эффективной структуры конфигурации расположения ДМ на КА, при их минимальной избыточности, показали, что наиболее целесообразной является структура предложенного альтернативного варианта. Полученные в настоящей статье результаты могут быть полезны разработчикам систем ориентации и стабилизации КА.

Литература

1. Игнатов А.И. Анализ динамических возможностей системы управления малым космическим аппаратом, построенным на базе двигателей-маховиков: препринт / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, РАН, 2005. – 30 с.
2. Кулик А.С. Обеспечение отказоустойчивости линеаризуемых систем автоматического управления: учеб. пособие / А.С. Кулик, О.И. Гавриленко; Мин-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х.: Изд-во Нац. аэрокосм.

ун-т «ХАИ», 2003. – 94 с.

3. Епифанов А.Д. Избыточные системы управления летательными аппаратами / А.Д. Епифанов. – М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.

4. Алексеев К.Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов / К.Б. Алексеев. – М.: Машиностроение, 1977. – 120 с.

5. Хорошилов Е.В. К вопросу управления ориентацией космических аппаратов с использованием

избыточных блоков двигателей-маховиков / Е.В. Хорошилов, С.В. Хорошилов // Системные технологии. – Днепропетровск, 2004. – №4 (33). – С. 154-162.

6. Хорошилов Е.В. Сравнительный анализ алгоритмов поиска экстремума применительно к задаче выбора параметров закона управления много-режимных систем ориентации космических аппаратов / Е.В. Хорошилов // Системные технологии. – Днепропетровск, 2005. – №3 (38.) – С. 96-101.

Поступила в редакцию 26.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. К.В. Безручко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕФЕКТИВНІСТЬ НАДЛИШКОВИХ СИСТЕМ СТАБІЛІЗАЦІЇ І ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З ДВИГУНАМИ-МАХОВИКАМИ

А.С. Кулік, А.М. Суббота, О.В. Резнікова

Розглянуті питання, зв'язані з отриманням оптимальної структури розташування двигунів-маховиків (ДМ) на космічному апараті у порівнянні з відомими, що застосовуються стандартом NASA і фірмою General Electric. В якості основного критерію порівняльного аналізу обрано слід коваріаційної матриці вектора кінетичного моменту системи ДМ. Показано, що альтернативний варіант з кутами $\beta = 60^\circ$, $\gamma = 30^\circ$ та розроблений з урахуванням принципу побудови силової гіроскопічної стабілізації, у порівнянні з названими, при відмовах ДМ має більшу ефективність в 2,1 та 1,35 рази відповідно.

Ключові слова: космічний літальний апарат, двигун-маховик, надмірність, кінетичний момент, коваріаційна матриця.

EFFICIENCY OF REDUNDANT SPACECRAFT STABILIZATION AND ORIENTATION SYSTEMS WITH REACTION WHEELS

A.S. Kulik, A.M. Subbota, O.V. Reznikova

The questions connected with definition of optimum arrangement structure of reaction wheels (RW) on a spacecraft in comparison with known, stipulated of standard NASA and firm General Electric are considered. As the basic criterion of the comparative analysis the trace of covariate matrix of the RW system kinetic moment vector is chosen. It is shown, that an alternative variant with angles $\beta = 60^\circ$, $\gamma = 30^\circ$ and elaborated with taking into account the construction principle of power gyroscopic stabilization, in comparison with named, at RW faults possesses greater efficiency in 2,1 and 1,35 times accordingly.

Key words: spacecraft, reaction wheel, redundancy, kinetic moment, covariate matrix.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, проф., заведуючий кафедри систем управління летательных аппаратов, декан факультета систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Суббота Анатолий Максимович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Резникова Ольга Викторовна – аспирант кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amanauz@d3.khai.edu.

УДК 62–192

В.С. МАРЮХНЕНКО

Иркутский Государственный университет путей сообщения, Россия

АНАЛИЗ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ СЛОЖНЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ С ГРУППАМИ ОТКАЗОВ РАЗЛИЧНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ

Предложена, на аксиоматической основе, комплексная форма представления показателей надежности невосстанавливаемых информационных управляющих систем с независимыми отказами различного происхождения, которые разделены на две группы в зависимости от их причин. Приведены аксиомы и терминология описания показателей надежности в комплексной форме. Рассмотрены комплексные формы показателей надежности, а именно, интенсивности отказов, вероятности безотказной работы, вероятности отказа, для сложных систем без резервирования и с резервированием замещением.

Ключевые слова: вероятность безотказной работы, вероятность отказа, интенсивность отказов, надежность, управляющая система.

Введение

На транспорте и в промышленности существует широкий класс объектов, которые требуют высокой эффективности управления. К ним относятся промышленные робототехнические системы, технологические процессы, управляемые подвижные объекты транспорта. Управление перечисленными объектами осуществляется информационными управляющими системами (ИУС). Эффективность управления такими объектами во многом определяется надежностью ИУС.

В [1] приведены различные подходы к классификации отказов, которые, впрочем, основываются, прежде всего, на физическом соответствии изделия требованиям нормативно-технической документации. Между тем, всё множество учтённых отказов ИУС конкретного типа можно разделить на пары групп, каждая из которых обладает своими отличительными особенностями. Такими группами могут быть: аппаратные и информационные отказы [2]; отказы по причине конструктивно-производственных недостатков и отказы из-за нарушений правил эксплуатации [3]; отказы, связанные и не связанные с воздействиями внешней среды [4, 5]; отказы цифровой (микропроцессорной) и непрерывной части ИУС [6].

Отличия отказов ИУС, разделяющихся по определенному признаку на две группы, требуют, с одной стороны, отдельного их учета и анализа, и сохранения сведений о показателях надежности по всем отказам в целом, – с другой. Это необходимо для выработки конструктивных, производственных и эксплуатационных мер по повышению надежно-

сти и предупреждению отказов, а также для обоснования выбора ИУС конкретного применения.

Целью статьи является обоснование возможности применения теории комплексных чисел для анализа показателей надежности информационно-управляющих систем с отказами, попарно разделяющимися на группы.

1. Аксиоматика и терминология

Комплексные числа (или комплексные функции времени) в теорию надежности предлагается ввести на основе аксиом.

Аксиома 1. Если для показателя надежности $z(t)$ известны функции $z_A(t)$ и $z_B(t)$ по группам отказов А и Б, то комплексная форма этого показателя записывается в виде

$$\hat{z}(t) = v[z_A(t) + jz_B(t)], \quad (1)$$

где v – нормирующий множитель, необходимый для приведения показателей надежности к значениям, удобным и корректным с точки зрения практического применения;

j – мнимая единица.

Аксиома 2. Если $z_A(t)$ и $z_B(t)$ в показателе надежности (1) имеют смысл вероятности, то для модуля комплексной функции времени (1) справедливы выражения

$$|\hat{z}(t)| \begin{cases} \leq 1 & \text{при } z_A(t) \neq 0, \text{ и } z_B(t) \neq 0; \\ = 0 & \text{при } z_A(t) = 0, \text{ и } z_B(t) \neq 0; \\ = 0 & \text{при } z_A(t) \neq 0, \text{ и } z_B(t) = 0. \end{cases} \quad (2)$$

В настоящее время широко используется в учебной и специальной литературе стандартизованный [1] термин «комплексные показатели на-

дежности». Показатели, объединенные под этим названием, являются действительными числами или функциями времени. Для устранения терминологической неоднозначности показатели надежности ИУС, представленные в комплексном виде (1), здесь предлагается называть обобщенными показателями: обобщенная интенсивность отказов, обобщенная вероятность безотказной работы, обобщенная вероятность отказа, обобщенная наработка до отказа (на отказ), обобщенный коэффициент готовности и т.п.

2. Обобщенная интенсивность отказов

Пусть произведено раздельное определение (в общем случае как функций времени) интенсивностей $\lambda_A(t)$ и $\lambda_B(t)$ независимых отказов по группам А и Б. Согласно (1) выражение для обобщенной интенсивности отказов $\hat{\lambda}(t)$ имеет вид

$$\hat{\lambda}(t) = v_\lambda [\lambda_A(t) + j\lambda_B(t)] = \lambda(t)e^{j\phi_\lambda(t)}, \quad (3)$$

где $\lambda(t)$ и $\phi_\lambda(t)$ – соответственно модуль и аргумент обобщенной интенсивности отказов

$$\lambda(t) = v_\lambda \sqrt{\lambda_A^2(t) + \lambda_B^2(t)}; \quad (4)$$

$$\phi_\lambda(t) = \arctg[\lambda_B(t)/\lambda_A(t)], \quad (5)$$

$I_{AB}(t)$ – отношение интенсивностей отказов:

$$I(t) = [\lambda_B(t)/\lambda_A(t)]; \quad (6)$$

v_λ – нормирующий множитель обобщенной интенсивности отказов.

Критериями выбора множителя v_λ являются практические потребности и удобство формул:

а) если

$$v_\lambda = \frac{\lambda_A(t) + \lambda_B(t)}{\sqrt{\lambda_A^2(t) + \lambda_B^2(t)}}, \quad (7)$$

то $\lambda(t) = \lambda_A(t) + \lambda_B(t)$; (8)

б) при $\lambda_A(t) \approx \lambda_B(t)$ удобно принять $v_\lambda = 1/\sqrt{2}$;

в) в случае выбора $v_\lambda = 1$ проекциями вектора обобщенной интенсивности отказов на действительную и мнимую оси являются соответственно интенсивности отказов $\lambda_A(t)$ и $\lambda_B(t)$.

Так как $\lambda_A(t) > 0$ и $\lambda_B(t) > 0$, то из (3) следуют свойства обобщенной интенсивности отказов: вектор $\hat{\lambda}(t)$, $t \in [0; \infty]$, располагается только в первом квадранте; изменение хотя бы одной из составляющих вектора $\hat{\lambda}(t)$ приводит одновременно к изменению его модуля, и к повороту по или против хода стрелки часов в зависимости от отношения (6).

Изменения интенсивностей отказов по группам отказов А и Б (рис. 1) соответствуют периодам эксплуатации: приработки и испытаний (I), основной эксплуатации (II) и старения (III) [5]. Годограф век-

тора $\hat{\lambda}(t)$ отражает изменения его действительной $\lambda_A(t)$ и мнимой $j\lambda_B(t)$ составляющих (рис. 2). При $v_\lambda = 1$ годограф описывается системой уравнений

$$\begin{cases} \text{Re } [\hat{\lambda}(t)] = \lambda_A(t); \\ \text{Im } [\hat{\lambda}(t)] = \lambda_B(t). \end{cases} \quad (9)$$

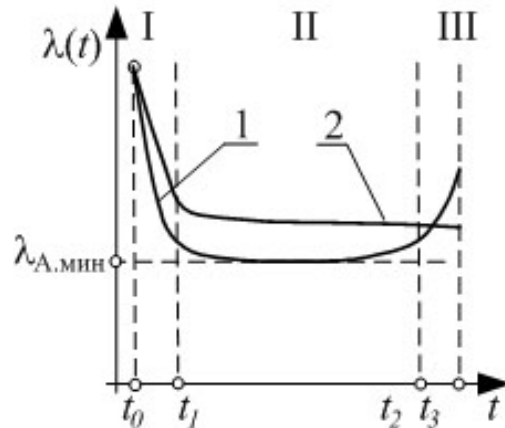


Рис. 1. Зависимости интенсивностей отказов от времени эксплуатации ИУС:
1 – по группе отказов А; 2 – по группе отказов Б

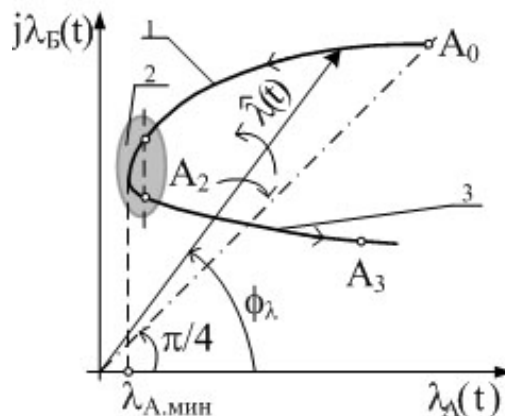


Рис. 2. Годограф вектора обобщенной интенсивности отказов:
1 – период приработки и испытаний; 2 – период основной эксплуатации; 3 – период старения

Он начинается в точке A_0 , что соответствует началу эксплуатации $t=t_0$. Интервал между точками A_0 и A_1 соответствует времени приработки и испытаний, а между точками A_1 и A_2 – основной времени эксплуатации $t \in [t_1; t_2]$. Часть годографа после точки A_2 – период старения. Точка A_3 – положение конца вектора $\hat{\lambda}(t)$ в момент снятия ИУС с эксплуатации ($t=t_3$).

Форма годографа и кривизна его ветвей позволяют судить о различиях и неравномерностях интенсивностей отказов по группам А и Б на различных этапах эксплуатации ИУС.

3. Обобщенные вероятности безотказной работы и отказа

Обобщенная вероятность безотказной работы ИУС согласно (1):

$$\hat{p}(t) = v_p [p_A(t) + jp_B(t)] = p(t)e^{j\phi_p(t)}, \quad (10)$$

где $v_p = 1/\sqrt{2}$ – нормирующий множитель, удовлетворяющий (2);

$p_A(t)$ и $p_B(t)$ – вероятности безотказной работы ИУС по группам отказов А и Б соответственно:

$$p_A(t) = \exp\left\{-\int_0^t \lambda_A(t) dt\right\};$$

$$p_B(t) = \exp\left\{-\int_0^t \lambda_B(t) dt\right\}; \quad (11)$$

$p(t)$ и $\phi_p(t)$ – модуль и аргумент обобщенной вероятности безотказной работы:

$$p(t) = |\hat{p}(t)| = v_p \sqrt{p_A^2(t) + p_B^2(t)}; \quad (12)$$

$$\phi_p(t) = \arctg[p_B(t)/p_A(t)] = \arctg\{e^{\Lambda(t)}\}, \quad (13)$$

где

$$\Lambda(t) = \int_0^t [\lambda_B(t) - \lambda_A(t)] dt. \quad (14)$$

Проекциями вектора $\hat{p}(t)$ на координатные оси являются нормированные функции (рис. 4)

$$p_{Av}(t) = v_p p_A(t); \quad p_{Bv}(t) = v_p p_B(t). \quad (15)$$

Обобщенная вероятность отказа ИУС согласно аксиомам (1) и (2)

$$\hat{q}(t) = v_q [q_A(t) + jq_B(t)] = q(t)e^{j\phi_q(t)}. \quad (16)$$

где $q_A(t)$ и $q_B(t)$ – соответственно вероятности отказов по группам А и Б

$$q_A(t) = 1 - p_A(t); \quad q_B(t) = 1 - p_B(t); \quad (17)$$

где $q(t)$ и $\phi_q(t)$ – модуль и аргумент вектора $\hat{q}(t)$;

$v_q = 1/\sqrt{2}$ – нормирующий множитель.

На основании формул (16) и (17) при $v_p = v_q = v$ справедливо векторное уравнение

$$\hat{q}(t) + \hat{p}(t) = \hat{E}, \quad (18)$$

где $\hat{E}$ – вектор на комплексной плоскости:

$$\hat{E} = ve^{j\pi/4}. \quad (19)$$

Начальные значения модулей векторов $\hat{p}(t)$ и $\hat{q}(t)$: $p(t_0)=1$, $q(t_0)=0$. С течением времени $p(t)$ непрерывно уменьшается, а $q(t)$ – возрастает. Предельными значениями модулей являются

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [p(t)] = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} [q(t)] = 1. \quad (20)$$

Начальное значение аргумента вектора $\hat{p}(t)$ $\phi_p(t_0)=\pi/4$. С течением времени аргумент (13) воз-

растает или уменьшается в зависимости от знака $\Lambda(t)$. Предельные значения аргумента $j_p(t)$:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\phi_p(t)] = 0 \quad \text{при } \Lambda(t) < 0, \quad (21)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\phi_p(t)] = \pi/2, \quad \text{при } \Lambda(t) > 0. \quad (22)$$

Соответственно и годограф вектора $\hat{p}(t)$ начинается в точке A_0 и располагается ниже, или выше линии $j = \pi/4$ (рис. 3).

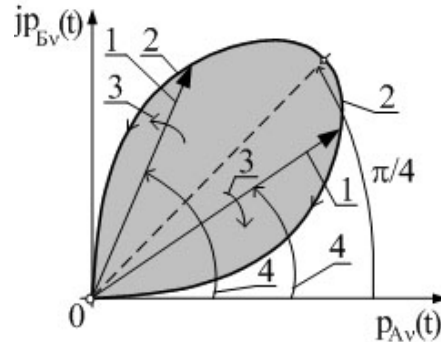


Рис. 3. Векторное представление обобщенной вероятности безотказной работы при различных отношениях $l(t)$:

1 – текущее положение векторов; 2 – годографы векторов; 3 – направление вращения векторов; 4 – аргумент $\phi_p(t)$

Начальное значение аргумента вектора $\hat{q}(t)$ в соответствии с (18) $\phi_q(t_0)=0$. С течением времени аргумент вектора вероятности отказа в зависимости от знака $\Lambda(t)$ уменьшается или возрастает противоположным образом изменению аргумента $j_p(t)$. Предельные значения аргумента $j_q(t)$:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\phi_q(t)] = 0 \quad \text{при } \Lambda(t) > 0, \quad (23)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\phi_q(t)] = \pi/2 \quad \text{при } \Lambda(t) < 0. \quad (24)$$

Выражению (18) соответствует векторная диаграмма (рис. 4), построенная для $\Lambda(t) < 0$.

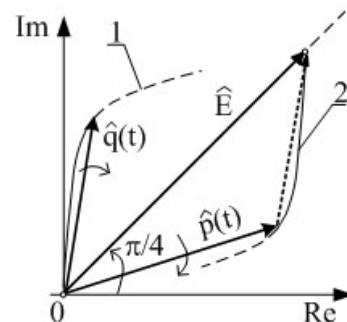


Рис.4. Векторная диаграмма вероятностных показателей надежности ИУС с двумя группами отказов:

1 – годограф обобщенной вероятности отказа; 2 – годограф обобщенной вероятности безотказной работы

Таким образом, обобщенным вероятностным показателям $\hat{p}(t)$ и $\hat{q}(t)$ характерны свойства:

- а) положение векторов в первом квадранте;
- б) ограниченность годографов точкой A_0 и началом координат; в) непрерывность изменений на интервале $t \in [t_0, \infty]$ как модулей, так и аргументов.

4. Обобщенные показатели надежности сложных ИУС

Пусть ИУС состоит из n последовательно включенных элементов, причем n_A из них имеют только отказы группы А, и n_B только отказы группы Б. Такая система приходит в состояние отказа при отказе хотя бы одного элемента. Поэтому обобщенная вероятность безотказной работы в соответствии с аксиомой (2):

$$\hat{p}_c(t) = v_{p_c} [p_{A,c}(t) + j p_{B,c}(t)] = p_c(t) e^{j\phi_c(t)}, \quad (25)$$

где $p_{A,c}(t)$ и $p_{B,c}(t)$ – вероятности безотказной работы сложной ИУС с последовательными элементами по отказам группы А и группы Б соответственно

$$p_{A,c}(t) = \prod_{k=1}^{n_A} p_{A,k}(t), \quad p_{B,c}(t) = \prod_{k=1}^{n_B} p_{B,k}(t), \quad (26)$$

где $p_c(t)$ и $\phi_c(t)$ – соответственно модуль и аргумент обобщенной вероятности безотказной работы

$$p_c(t) = v_{p,c} \sqrt{\left[\prod_{k=1}^{n_A} p_{A,k}(t) \right]^2 + \left[\prod_{k=1}^{n_B} p_{B,k}(t) \right]^2}; \quad (27)$$

$$\phi_c(t) = \text{arctg} \{ e^{-\Lambda_c(t)} \}, \quad (28)$$

$$\Lambda_c(t) = \int_0^t \left[\sum_{k=1}^{n_A} \lambda_{A,k}(t) - \sum_{k=1}^{n_B} \lambda_{B,k}(t) \right] dt. \quad (29)$$

Обобщенная вероятность отказа последовательной ИУС определяется аналогично (16)... (18).

Система, состоящая из m резервированных (параллельных) элементов, m_A из которых имеют только отказы группы А, а m_B только отказы группы Б, переходит в состояние отказа при отказе всех элементов. Поэтому обобщенная вероятность отказа системы

$$\hat{q}_c(t) = v_{q_c} [q_{A,c}(t) + j q_{B,c}(t)], \quad (30)$$

где вероятности отказа ИУС по группам А и Б

$$q_{A,c}(t) = \prod_{i=1}^{m_A} q_{A,i}(t); \quad q_{B,c}(t) = \prod_{k=1}^{m_B} q_{B,k}(t). \quad (31)$$

Если интенсивности отказов каждой из групп удовлетворяют условиям $\lambda_{A,i}(t) \ll 1$ и $\lambda_{B,k}(t) \ll 1$, то

$$q_{A,i}(t) = 1 - e^{-\int_0^t \lambda_{A,i}(t) dt} \approx \int_0^t \lambda_{A,i}(t) dt, \quad (32)$$

$$q_{B,k}(t) = 1 - e^{-\int_0^t \lambda_{B,k}(t) dt} \approx \int_0^t \lambda_{B,k}(t) dt. \quad (33)$$

С учетом (32), (33) и (31) выражение (30) принимает вид

$$\hat{q}_c(t) \approx v_c \left\{ \prod_{i=1}^{m_A} \left[\int_0^t \lambda_{A,i}(t) dt \right] + j \prod_{k=1}^{m_B} \left[\int_0^t \lambda_{B,k}(t) dt \right] \right\}. \quad (34)$$

Следовательно, показатели надежности сложных информационных управляющих систем с последовательными элементами и с резервированием также представимы в комплексном виде, а выражениям (27) и (34), по аналогии с рис. 3. и рис. 4, можно поставить векторные диаграммы.

Выводы

Представление в комплексном виде основных показателей надежности ИУС, все отказы которых делятся на две группы, сочетает сведения как по отказам каждой из групп, так и по всем отказам системы. Это представление непротиворечиво. Оно позволяет дать удобное графическое представление показателей надежности в виде векторной диаграммы (рис. 4). Векторная диаграмма позволяет наглядно оценить показатели надежности и сравнить с показателями другими ИУС аналогичного назначения, включая соотношение и значения этих показателей, тенденцию изменения, а также запас показателей до достижения их предельных значений.

Аналогичным образом представимы в комплексном виде наработки до отказа (или на отказ в восстанавливаемых системах), коэффициенты готовности, простоя и иные показатели надежности информационных управляющих систем.

Литература

- ГОСТ 27.002-89 Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения. – Введен впервые; введ. 01.07.1990. – М.: Издательство стандартов, 1990. – 64 с.
- Дмитриев С.П. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем / С.П. Дмитриев, Н.В. Колесов, А.В. Осипов; 2-е изд., перераб. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электронприбор», 2004. – 208 с.
- Шаманов В.И. Эксплуатация стареющих систем автоматики и телемеханики / В.И. Шаманов // Железнодорожный транспорт. – 1997. – № 12. – С. 20-24.
- Тупышев В.А. Использование винеровских моделей для описания уходов гироскопов и ошибок измерения в задаче оценивания состояния инерциальных навигационных систем / В.А. Тупышев // Гиро-

скопия и навигация. – 2007. – № 3. – С. 23-32.

5. Борисов А.А. Оценивание остаточной надежности на основе модели утраты работоспособности / А.А. Борисов, Г.Д. Карташов // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2006. – № 10. – С. 4-10.

6. Мухомад Ю.Ф. Микроэлектронные информационно-управляющие системы: учебн. пособие / Ю.Ф. Мухомад. – Иркутск: ИрГУПС, 2004. – 404 с.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий лабораторией отдела физических проблем, Засл. деятель науки Российской Федерации и Республики Бурятия Ю.Б. Башкуев, Бурятский научный центр Сибирского отделения РАН, Улан-Удэ.

АНАЛІЗ ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ СКЛАДНИХ ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ, ЩО УПРАВЛЯЮТЬ, З ГРУПАМИ ВІДМОВ РІЗНОГО ПОХОДЖЕННЯ

В.С. Марюхненко

Запропонована, на аксіоматичній основі, комплексна форма представлення показників надійності невідновлюваних інформаційних систем, що управляють, з незалежними відмовами різного генезису, які розділені на дві групи в залежності від їх причин. Приведені аксіоми і термінологія опису показників надійності в комплексній формі. Розглянуті комплексні форми показників надійності, а саме, інтенсивності відмов, ймовірність безвідмовної роботи, ймовірність відмови, для складних систем без резервування і з резервуванням заміщенням.

Ключові слова: ймовірність безвідмовної роботи, ймовірність відмови, інтенсивність відмов, надійність, система, що управляє.

ANALYSIS OF RELIABILITY OF THE DIFFICULT INFORMATIVE SENSOR-BASED SYSTEMS INDEXES WITH GROUPS OF REFUSES OF DIFFERENT ORIGIN

V.S. Marukhnenko

The complex form of presentation of reliability of the unrestored informative sensor-based systems indexes is offered, on axiomatic basis. Assumed that refusals are independent. The refusals of different origin are parted on two groups depending on reasons of origin. Axioms and terminology of description of reliability indexes are resulted in a complex form. The complex forms of reliability indexes are considered. The complex forms of intensity of refusals, probability of faultless work, probability of refusal are considered in particular. These indexes are considered for the difficult systems without reserving and with reserving of substitution a method.

Keywords: probability of faultless work, probability of refuse, intensity of refuses, reliability, sensor-based system.

Марюхненко Виктор Сергеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Автоматика и телемеханика» Иркутского Государственного университета путей сообщения, Иркутск, Россия, e-mail: maryuhnenko_v@irgups.ru.

УДК 629.735.33.015.017.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

ВЛИЯНИЕ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СИЛУ СОПРОТИВЛЕНИЯ САМОЛЕТА И СТАТИЧЕСКУЮ СИЛОВУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА ПО СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Предложены приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу аэродинамического сопротивления самолета и приближенный метод расчета критерия статической силовой устойчивости по скорости турбовинтового самолета. С помощью полученных формул выполнен анализ влияния различных факторов на аэродинамическое сопротивление и статическую силовую устойчивость турбовинтового самолета по скорости полета. Показано, что при достаточно больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, реализуемых при больших значениях угла отклонения закрылков, турбовинтовой самолет может потерять статическую силовую устойчивость по скорости, находясь в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Требуемая степень статической силовой устойчивости по скорости может быть создана с помощью автомата тяги.

Ключевые слова: турбовинтовой самолет, влияние воздушных винтов, сила аэродинамического сопротивления, статическая силовая устойчивость самолета по скорости.

Введение

Турбовинтовые самолеты обычного взлета и посадки эксплуатируются уже много десятилетий, однако метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу аэродинамического сопротивления самолета до сих пор отсутствует. В практике проектирования турбовинтовых самолетов это влияние обычно определяется по результатам испытаний модели проектируемого самолета с работающими воздушными винтами в аэродинамической трубе, а на ранних этапах проектирования – путем пересчета результатов испытаний модели близкого по аэродинамической компоновке самолета-аналога с работающими воздушными винтами на разницу в величине относительной площади крыла, обдуваемой воздушными винтами. Отсутствие формул, хотя бы приближенно описывающих указанное влияние, не позволяет выполнить анализ влияния различных факторов на изменение аэродинамического сопротивления самолета от обдувки его крыла воздушными винтами при отклоненных закрылках, а, следовательно, и на изменение статической силовой устойчивости самолета по скорости полета.

Постановка задачи

На основе анализа результатов испытаний моделей самолетов с работающими воздушными вин-

тами в аэродинамических трубах разработать приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу сопротивления самолета и приближенный метод расчета критерия статической силовой устойчивости по скорости полета турбовинтового самолета, с помощью разработанных методов исследовать причины снижения степени статической силовой устойчивости турбовинтового самолета.

1. Сила сопротивления самолета

По аналогии с результирующей подъемной силой самолета R_y [1, 2] результирующую силу R_x , представляющую собой сумму проекций всех сил, действующих на самолет, на скоростную ось OX , запишем следующим образом:

$$R_x = \left(C_{P_x} + C_{N_x} - C_{x_{бгос}} - C_{x_{гос}} \right) \cdot \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}. \quad (1)$$

Здесь C_{P_x} и C_{N_x} – проекции соответственно коэффициента силы тяги воздушных винтов P и коэффициента поперечной силы воздушных винтов N на ось OX скоростной системы координат; $C_{x_{бгос}}$ – коэффициент силы аэродинамического сопротивления самолета без горизонтального оперения с учетом обдувки его крыла струями воздушных винтов; $C_{x_{гос}}$ – коэффициент силы аэродина-

мического сопротивления горизонтального оперения самолета с учетом влияния струй воздушных винтов (отнесенный к площади крыла самолета).

Обычно влияние струй воздушных винтов на силу аэродинамического сопротивления горизонтального оперения самолета невелико, а проекция поперечной силы воздушных винтов на скоростную ось ОХ пренебрежимо мала. Тогда

$$\begin{aligned} C_{x_{го_5}} &\approx C_{x_{го}}, \\ C_{N_x} &\approx 0 \end{aligned}$$

и можно записать

$$R_x = (C_{P_x} - C_{x_{бго_5}} - C_{x_{го}}) \cdot \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}. \quad (2)$$

Так как

$$C_{P_x} = \frac{P \cdot \cos(\alpha + \phi_{дв})}{\rho \frac{V^2}{2} S_{кр}}, \quad (3)$$

то

$$R_x = P \cdot \cos(\alpha + \phi_{дв}) - Q, \quad (4)$$

где

$$Q = (C_{x_{бго_5}} + C_{x_{го}}) \cdot \rho \frac{V^2}{2} S_{кр}. \quad (5)$$

Значения коэффициента $C_{x_{го}}$ можно определить по результатам испытаний модели проектируемого самолета без воздушных винтов в аэродинамической трубе. Задача заключается в получении формулы для коэффициента $C_{x_{бго_5}}$. Получим ее на основе анализа результатов испытаний моделей самолетов с работающими воздушными винтами в аэродинамических трубах.

На рис. 1 показаны зависимости коэффициента силы аэродинамического сопротивления двухмоторного самолета Ан-26 без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы этого самолета без горизонтального оперения, построенные по результатам испытаний модели этого самолета с работающими воздушными винтами в большой аэродинамической трубе.

На рис. 2, 3 и 4 показаны аналогичные зависимости, построенные по результатам испытаний четырехмоторного самолета Ан-22 с работающими воздушными винтами в большой аэродинамической трубе, модели двухмоторного самолета Ан-140 с работающими воздушными винтами в аэродинамической трубе АТ-1 АНТК им. О.К. Антонова и модели четырехмоторного самолета короткого взлета и посадки с работающими воздушными винтами в большой аэродинамической трубе. При построении указанных зависимостей рассматривался диапазон углов атаки α , соответствующий линейному участ-

ку зависимости $C_{y_{бго_5}} = f(\alpha)$, т.е. безотрывному обтеканию крыла.

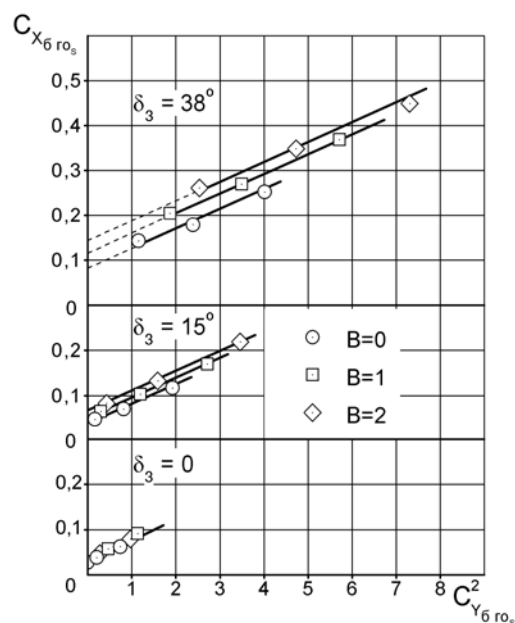


Рис. 1. Самолет Ан-26. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков

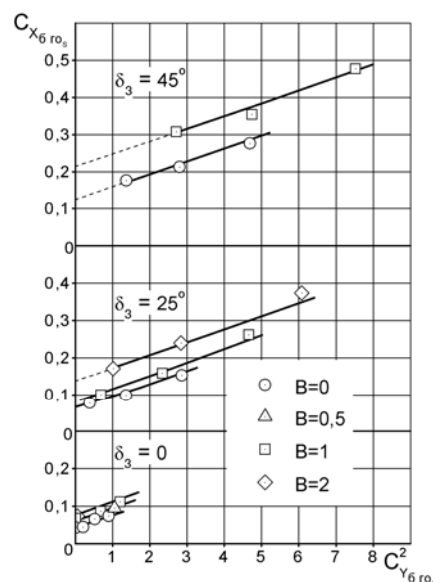


Рис. 2. Самолет Ан-22. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков

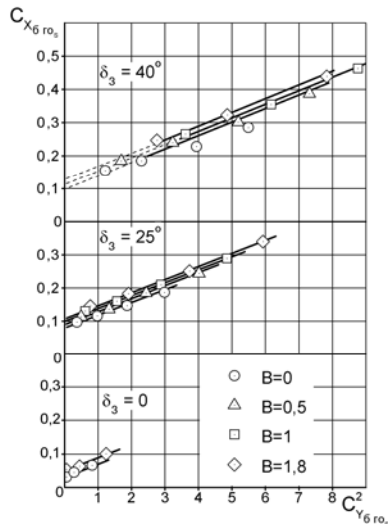


Рис. 3. Самолет Ан-140. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков

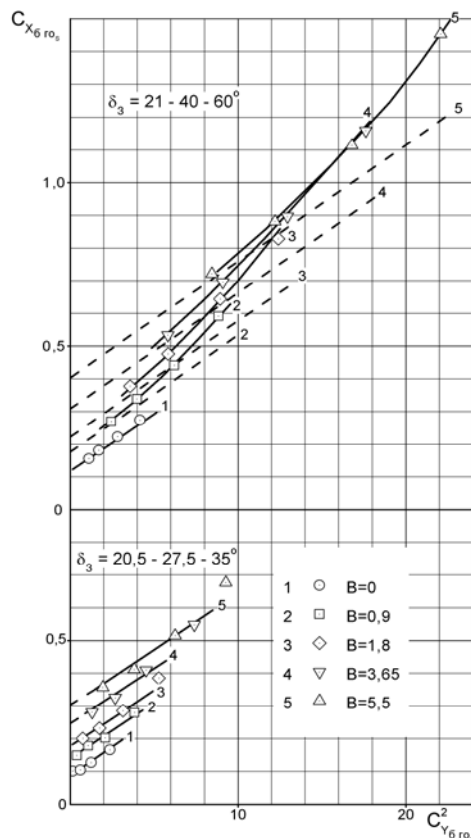


Рис. 4. Четырехмоторный СКВП. Зависимости коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения от квадрата коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения при различных значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь и различных значениях угла отклонения закрылков: — — — расчет; — эксперимент

Из приведенных рисунков следует, что при рассмотренных углах отклонения закрылков, характерных для турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки, зависимости $C_{x_{бгос}} = f(C_{y_{бгос}}^2)$ близки к линейным и могут быть приближенно описаны формулой

$$C_{x_{бгос}} = C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2} C_{y_{бгос}}^2, \quad (6)$$

где $C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0)$ – коэффициент силы аэродинамического сопротивления самолета без горизонтального оперения с учетом влияния струй воздушных винтов при $C_{y_{бгос}} = 0$; $\frac{\partial C_{x_{бгос}}}{\partial C_{y_{бгос}}^2}$ – угол наклона

зависимости $C_{x_{бгос}} = f(C_{y_{бгос}}^2)$ при отсутствии влияния струй воздушных винтов (может быть определен по результатам испытаний модели проектируемого самолета без воздушных винтов в аэродинамической трубе); $C_{y_{бгос}}$ – коэффициент подъемной силы самолета без горизонтального оперения с учетом влияния струй воздушных винтов.

Из рис. 4 следует, что при большом угле отклонения закрылков, характерном для самолетов короткого взлета и посадки ($\delta_3 = 21-40-60^\circ$), зависимость $C_{x_{бгос}} = f(C_{y_{бгос}}^2)$ отличается от линейной, поэтому формула (6) может быть использована лишь для весьма приближенных расчетных оценок.

Из рис. 1...4 следует также, что для зависимости коэффициента $C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0)$ от коэффициента B может быть предложена формула

$$C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) = C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) + \Delta C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0), \quad (7)$$

где

$$\Delta C_{x_{бгос}}(C_{y_{бгос}} = 0) = \left[C_{x_{кр}} C_{y_{кр}=0}(\delta_3 = 0) + \Delta C_{x_{бгос}} C_{y_{бгос}=0}(\delta_3) \right] \bar{S}_{кр_s} \cdot B. \quad (8)$$

Здесь $C_{x_{кр}} C_{y_{кр}=0}(\delta_3 = 0)$ – коэффициент силы аэродинамического сопротивления изолированного крыла самолета с убранными закрылками при

$$C_{y_{кр}} = 0 \text{ и } B = 0; \Delta C_{x_{бгос}} C_{y_{бгос}=0}(\delta_3) -$$

приращение коэффициента силы аэродинамического сопротивления самолета без горизонтального оперения от отклонения закрылков при $C_{y_{\delta_{го}}} = 0$ и

$B = 0$; $\bar{S}_{кр_s}$ – величина относительной площади крыла, обдуваемой струями воздушных винтов.

Результаты расчета коэффициента

$$\Delta C_{x_{\delta_{го_s}}} (C_{y_{\delta_{го_s}}} = 0)$$

по формуле (7) для турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки Ан-26 и Ан-22, а также для турбовинтового самолета короткого взлета и посадки показаны на рис. 5. На этом же рисунке показаны точки, полученные линейной экстраполяцией экспериментальных зависимостей $C_{x_{\delta_{го_s}}} = f(C_{y_{\delta_{го_s}}}^2)$

(рис. 1, 2, 4) до значений $C_{y_{\delta_{го_s}}} = 0$. Видно, что

результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами, вытекающими из эксперимента.

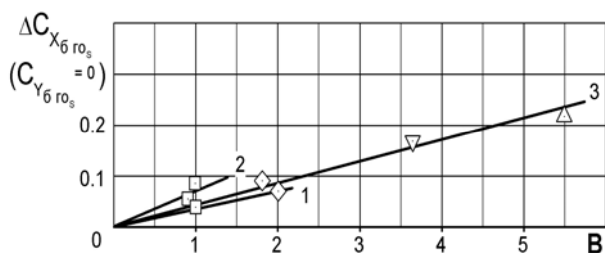


Рис. 5. Зависимости приращения коэффициента сопротивления самолета без горизонтального оперения при нулевом значении коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь:

- 1 – Ан-26 ($\delta_3 = 38^\circ$); 2 – Ан-22 ($\delta_3 = 45^\circ$);
3 – СКВП ($\delta_3 = 20,5-27,5-35^\circ$)

Корректность результатов расчета по формуле (6) в основном определяется корректностью расчета коэффициента $C_{y_{\delta_{го_s}}}$. В работе [1] показано, что

корректный расчет обеспечивает формула

$$C_{y_{\delta_{го_s}}} = C_{y_{\delta_{го}}}(\alpha, \delta_3) + kB \left[C_{y_{\delta_{го\delta_3=0}}}(\alpha) \cdot \bar{S}_{кр_s} + \Delta C_{y_{\delta_{го}}}(\delta_3) \cdot \frac{\bar{S}_{кр_{зс}}}{\bar{S}_{кр_3}} \right] \quad (9)$$

Тогда в итоге с учетом (9), (8) и (7) формулу (6) можно преобразовать к виду

$$C_{x_{\delta_{го_s}}} = C_{x_{\delta_{го}}}(C_{y_{\delta_{го}}} = 0) + [C_{x_{крC_{y_{кр}}=0}}(\delta_3 = 0) + \Delta C_{x_{\delta_{гоC_{y_{\delta_{го}}}=0}}}(\delta_3)] \times \times \bar{S}_{кр_s} \cdot B + \frac{\partial C_{x_{\delta_{го}}}}{\partial C_{y_{\delta_{го}}}^2} \times \{ C_{y_{\delta_{го}}}(\alpha, \delta_3) + kB \times [C_{y_{\delta_{го\delta_3=0}}}(\alpha) \cdot \bar{S}_{кр_s} + \Delta C_{y_{\delta_{го}}}(\delta_3) \cdot \frac{\bar{S}_{кр_{зс}}}{\bar{S}_{кр_3}}] \}^2. \quad (10)$$

2. Статическая силовая устойчивость самолета по скорости полета

Используем формулу (10) для анализа влияния турбовинтовых двигателей на статическую силовую устойчивость самолета по скорости полета.

Как известно [3], степень статической силовой устойчивости по скорости оказывает существенное влияние на обычную манеру пилотирования самолета по тангажу (управление с помощью руля высоты при неизменном положении рычага управления двигателем), особенно на режиме захода на посадку. Степень статической силовой устойчивости по скорости связана с критерием θ^V , упрощенное выражение для которого имеет вид

$$\theta^V = \frac{P^V \cos(\alpha + \phi_{дв}) - Q^V}{G}, \quad (11)$$

где P^V и Q^V – частные производные по скорости полета соответственно от располагаемой P и потребной Q тяги для режима установившегося горизонтального полета самолета; G – вес самолета.

Обычно хорошие пилотажные оценки получает самолет, у которого исключены так называемые „вторые“ режимы полета. Это условие выражается неравенством

$$\theta^V < 0. \quad (12)$$

Так как у турбовинтовых двигателей изменение тяги по скорости полета не является сильным, то в первом приближении можно принять

$$P^V \approx 0.$$

Тогда неравенство (12) примет вид

$$\theta^V = -\frac{Q^V}{G} < 0. \quad (13)$$

Так как для режимов захода на посадку

$$Q \approx C_{x_{\delta_{го_s}}} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (14)$$

где коэффициент $C_{x_{бго_s}}$ является функцией коэффициента B (см. формулу (10)), а коэффициент B в свою очередь является функцией скорости полета

$$B = \frac{2P}{F_b \rho V^2}, \quad (15)$$

то выражение для частной производной θ^V может быть записано следующим образом:

$$\theta^V = -\frac{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{кр}}{G} \left(C_{x_{бго_s}}^B \cdot B^V + \frac{2}{V} C_{x_{бго_s}} \right). \quad (16)$$

Из (15) следует, что

$$B^V = -\frac{4P}{F_b \rho V^3}, \quad (17)$$

тогда

$$\theta^V = -\frac{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{кр}}{G} \cdot \frac{2}{V} \left(C_{x_{бго_s}} - C_{x_{бго_s}}^B \cdot B \right). \quad (18)$$

Используя (10), после выполнения операции дифференцирования и ряда преобразований получим следующее выражение для разности

$$\begin{aligned} & C_{x_{бго_s}} - C_{x_{бго_s}}^B \cdot B : \\ & C_{x_{бго_s}} - C_{x_{бго_s}}^B \cdot B = \\ & = C_{x_{бго}} (C_{y_{бго}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \times \\ & \times \left[C_{y_{бго}\delta_3=0}^2 (\alpha) \left(1 - \bar{S}_{кр_3s}^2 k^2 B^2 \right) + \right. \\ & + 2C_{y_{бго}\delta_3=0} (\alpha) \cdot \Delta C_{y_{бго}} (\delta_3) \times \\ & \times \left(1 - \bar{S}_{кр_3s} \frac{\bar{S}_{кр_3s}}{\bar{S}_{кр_3\phi}} k^2 B^2 \right) + \Delta C_{y_{бго}}^2 (\delta_3) \times \\ & \times \left. \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right) \right]. \end{aligned} \quad (19)$$

Расчеты, выполненные для различных типов турбовинтовых самолетов АН, показали, что доминирующим слагаемым среди слагаемых, находящихся в квадратных скобках формулы (19), является слагаемое

$$\Delta C_{y_{бго}}^2 (\delta_3) \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right).$$

Тогда можно записать

$$\begin{aligned} & C_{x_{бго_s}} - C_{x_{бго_s}}^B \cdot B = \\ & = C_{x_{бго}} (C_{y_{бго}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \times \\ & + \Delta C_{y_{бго}}^2 (\delta_3) \times \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right). \end{aligned} \quad (20)$$

Подставляя (20) в формулу (18), окончательно получим

$$\begin{aligned} & \theta^V = -\frac{\rho \frac{V^2}{2} \cdot S_{кр}}{G} \cdot \frac{2}{V} \times \\ & \times \left[C_{x_{бго}} (C_{y_{бго}} = 0) + \frac{\partial C_{x_{бго}}}{\partial C_{y_{бго}}^2} \times \right. \\ & \times \Delta C_{y_{бго}}^2 (\delta_3) \times \left. \left(1 - \frac{\bar{S}_{кр_3s}^2}{\bar{S}_{кр_3\phi}^2} k^2 B^2 \right) \right] \end{aligned} \quad (21)$$

Из формулы (21) следует, что при отсутствии влияния турбовинтовых двигателей ($B=0$) условие (12) всегда выполняется, если самолет находится на углах атаки, соответствующих линейному участку зависимости $C_{y_{брос}} = f(\alpha)$, т.е. на режимах безотрывного обтекания крыла. Вместе с тем, из этой же формулы следует, что даже при безотрывном обтекании крыла турбовинтовой самолет может потерять статическую силовую устойчивость по скорости при достаточно больших значениях коэффициента B и достаточно больших значениях приращения коэффициента подъемной силы самолета без горизонтального оперения от угла отклонения закрылков $\Delta C_{y_{бго}} (\delta_3)$. Это вызвано тем, что в области больших значений коэффициента B сила аэродинамического сопротивления самолета не уменьшается (или не увеличивается) пропорционально квадрату скорости полета, как это происходит в отсутствие обдувки, а увеличивается (или уменьшается) вследствие интенсивного роста коэффициента индуктивного сопротивления крыла по коэффициенту B , причем этот рост тем больше, чем больше угол отклонения закрылков. Физически это объясняется тем, что, например, с уменьшением скорости полета угол поворота вектора тяги воздушных винтов закрылками увеличивается, следовательно, проекция вектора тяги на скоростную ось OX , стабилизирующая скорость полета самолета, уменьшается.

На графиках 1, 2, и 3 рис. 6 показаны зависимости критерия θ^V от коэффициента B турбовинтовых самолетов обычного взлета и посадки Ан-26, Ан-22 и Ан-140 на режиме захода на посадку.

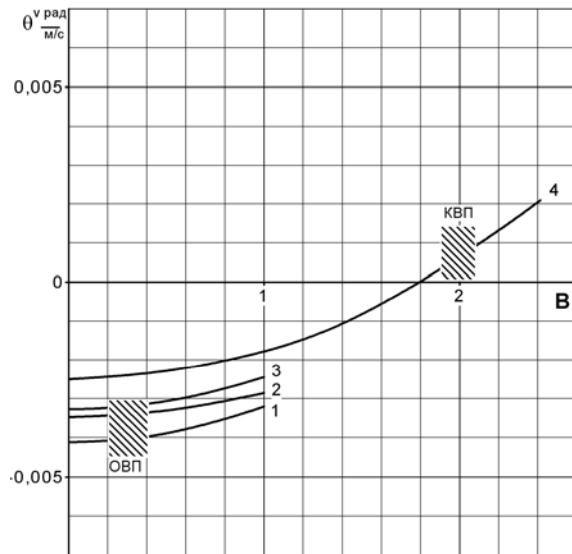


Рис. 6. Зависимости критерия статической силовой устойчивости самолета по скорости полета от коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь:
1 – Ан-26 ($\delta_3 = 38^\circ$); 2 – Ан-140 ($\delta_3 = 40^\circ$);
3 – Ан-22 ($\delta_3 = 45^\circ$); 4 – СКВП ($\delta_3 = 21-40-60^\circ$)

Из этих графиков следует, что в диапазоне значений коэффициента B , которые реализуются на режиме захода на посадку этих самолетов (заштрихованная зона ОВП), турбовинтовые самолеты обычного взлета и посадки обладают собственной статической силовой устойчивостью по скорости и не требуют применения автоматических систем улучшения устойчивости типа автомата тяги. На графике 4 рис. 6 показан результат расчета по формуле (21) зависимости $\theta^V = f(B)$ четырехмоторного турбовинтового самолета короткого взлета и посадки на режиме захода на посадку. В связи с тем, что у этого самолета зависимость $C_{x_{брос}} = f(C_{y_{брос}}^2)$ не является линейной (см. рис. 4), выполненный расчет дает оптимистическую и весьма приближенную оценку, представляющую, однако, существенный интерес. Из графика 4 рис. 6 следует, что в диапазоне значений коэффициента B , характерном для режима захода на посадку рассматриваемого самолета (заштрихованная зона КВП), критерий θ^V становится положительным, т.е. самолет теряет статическую устойчивость по скорости полета. Как следует из (11), создать требуемую степень статической си-

ловой устойчивости по скорости можно с помощью автомата тяги, работающего по закону

$$\Delta P = P^V \cdot \Delta V + P^{\dot{V}} \cdot \Delta \dot{V}. \quad (22)$$

Необходимую величину частной производной P^V в первом приближении можно определить по кривым потребных и располагаемых тяг самолета в установившемся горизонтальном полете. Типовой вид таких кривых для турбовинтового самолета короткого взлета и посадки на режиме захода на посадку показан на рис. 7.

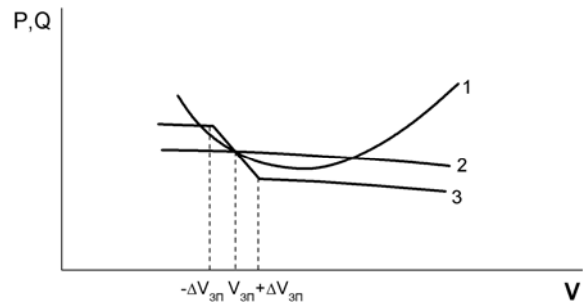


Рис. 7. Зависимости потребных и располагаемых тяг турбовинтового самолета короткого взлета и посадки от скорости полета на режиме захода на посадку:
1 – зависимость потребной тяги Q от скорости полета; 2 – зависимость располагаемой тяги P от скорости полета при отсутствии автомата тяги; 3 – зависимость располагаемой тяги P от скорости полета при работе автомата тяги в диапазоне скоростей $V_{зп} \pm \Delta V_{зп}$

Выводы

1. Разработаны приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на силу аэродинамического сопротивления турбовинтового самолета и приближенный метод расчета критерия статической силовой устойчивости по скорости полета турбовинтового самолета.

2. С помощью полученных формул выполнен анализ влияния различных факторов на силу аэродинамического сопротивления турбовинтового самолета и степень его статической силовой устойчивости по скорости полета. Показано, что при достаточно больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь, которые могут быть реализованы на режиме захода на посадку при больших значениях угла отклонения закрылков, турбовинтовой самолет может потерять силовую устойчивость по скорости, находясь в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Требуемая степень статической силовой устойчивости самолета по скорости полета может быть создана с помощью автомата тяги.

3. Для турбовинтовых самолетов короткого взлета и посадки требуется дальнейшее развитие разработанных методов, т.к. в области больших значений коэффициента B и угла отклонения закрылков результаты расчета по этим методам заметно отличаются от результатов эксперимента.

Литература

1. Пустовойтов В.П. Теоретическое исследование влияния взаимного расположения горизонтального оперения и струй воздушных винтов на продольную статическую устойчивость турбовинтового регионального самолета-высокоплана / В.П. Пустовойтов // *Аэродинамика: проблемы и*

перспективы: сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“. – 2006. – Вып. 2. – С. 142-160.

2. Пустовойтов В.П. Приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на момент тангажа и подъемную силу самолета-высокоплана при больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь / В.П. Пустовойтов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6(42). – С. 5-13.

3. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др.; под. ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

Поступила в редакцию 23.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завед. каф. аэрогидродинамики Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВПЛИВ ТУРБОГВИНТОВИХ ДВИГУНІВ НА СИЛУ ОПОРУ ЛІТАКА ТА СТАТИЧНУ СИЛОВУ СТІЙКІСТЬ ЛІТАКА ПО ШВИДКОСТІ ПОЛЬОТУ

В.П. Пустовойтов

Запропоновані наближений метод розрахунку впливу турбогвинтових двигунів на силу аеродинамічного опору літака і наближений метод розрахунку критерію статичної силовій стійкості по швидкості польоту турбогвинтового літака. За допомогою одержаних формул виконано аналіз впливу різних факторів на аеродинамічний опір і статичну силову стійкість турбогвинтового літака по швидкості польоту. Показано, що при достатньо великих значеннях коефіцієнта навантаження на площу, що омітається повітряним гвинтом, які реалізуються при великих значеннях кута відхилення закритків, турбогвинтовий літак може втратити статичну силову стійкість по швидкості, знаходячись в експлуатаційному діапазоні кутів атаки. Потрібна ступінь статичної силовій стійкості по швидкості може бути створена за допомогою автомата тяги.

Ключові слова: турбогвинтовий літак, вплив повітряних гвинтів, сила аеродинамічного опору, статична силову стійкість літака по швидкості.

EFFECT OF TURBOPROP ENGINES OF AIRPLANE DRAG AND STATIC FORCE STABILITY WITH AIRSPEED

V.P. Pustovoytov

Proposed is an approximate method for the calculation of the turboprop engines effect on the airplane aerodynamic drag force and an approximate method for the calculation of the turboprop airplane static force airspeed stability criterion. Using the formulas obtained, the effect of different factors on the aerodynamic drag force and static force stability with speed of a turboprop airplane has been analyzed. It has been demonstrated that at sufficiently high values of the propeller disc loading attained at high values of the flap deflection angle the turboprop airplane can lose force stability with speed while in the normal operating range of the angles of attack. The required degree of the airplane static force stability with speed can be produced by means of the autothrottle.

Key words: turboprop airplane, turboprop engines effect, aerodynamic drag force, airplane static force stability with speed.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заместитель начальника отделения аэродинамики Авиационного научно-технического комплекса им. О.К. Антонова, Киев, Украина.

УДК 678.5.067.5.057

А.В. ЧЕСНОКОВ

*Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПЛЕТЕНИЯ НА СТРУКТУРУ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ**

Обоснована необходимость проведения дополнительных исследований для определения влияния технологических параметров плетения, структур 2D и 3D, на характеристики материала. Определена взаимосвязь геометрических параметров расположения волокон в плетеном слое от технологических параметров плетения и текущего радиуса оплетаемого дорна. Получена зависимость скорости движения дорна от исходных параметров плетения для получения структуры с постоянной и максимальной плотностью. Определена реальная форма оплеточных жгутов и ограничивающие факторы плетения. Проведен анализ влияния структуры армирования, ширины жгута и количества веретен на скорость перемещения дорна на оборот веретен и угол армирования при плетении с максимальной плотностью. Определена максимально достижимая степень наполнения волокном слоя от параметров плетения.

Ключевые слова: углерод-углерод, композиционный материал, параметры плетения, армирующий каркас, степень наполнения.

Введение

Расширение области рационального применения композиционных материалов (КМ) возможно за счет совершенствования высокопроизводительных методов изготовления материалов с заданными прочностными и геометрическими параметрами. Одним из высокопроизводительных способов изготовления армирующих каркасов (АК) является плетение. Процесс плетения КМ с постоянным профилем сечения рассматривался в работах [1, 2], но плетение АК с переменным профилем сечения со специальными требованиями, которые предъявляются к теплозащитным материалам, изучены недостаточно.

В работе [3] отмечаются высокие эксплуатационные показатели сопловых вставок (рис. 1) из углерод-углеродного композиционного материала, полученных плетением, но не приводятся данные по технологическому процессу плетения и параметрам армирующего каркаса.



Рис. 1. Сопловые вставки с плетеной структурой АК

Структура плетеного слоя определяет его эксплуатационные свойства в материале. Основными параметрами слоя является стабильность наполнения волокном, заданная пористость, зернистость и

расположение армирующих волокон. Эти требования можно объединить в основное требование к плетеному слою материала, используемому в качестве теплозащиты – достижение максимальной и сохранение постоянной поверхностной плотности. Исследованию поведения жгутов в процессе плетения посвящена работа [4], в которой основное внимание уделено свободной поверхности жгутов при сходе их с оплеточного устройства, при расчете параметров слоя использовано допущение, что жгуты имеют прямоугольное или полигональное сечение. Эти допущения существенно снижают точность результатов. Полученные зависимости неоправданно сложны и неудобны для практических расчетов и управления технологическим процессом плетения с переменным радиусом дорна.

Целью данной работы является определение взаимосвязи технологических параметров плетения и получаемой структуры для управления плетением структур с заданными характеристиками на дорне с изменяющимся радиусом.

Основной материал

С помощью плетения возможно получать плотняное и саржевое переплетение волокон, а также располагать внутри плетеного слоя осевую арматуру. Для анализа взаимосвязи технологических параметров плетения и получаемой структуры рассмотрим развертку полотняной структуры с осевой арматурой, длина которой равна шагу укладки волокон (рис. 2), эту структуру принято называть 3D.

Угол расположения жгутов к оси оплетаемого дорна определяется как:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{2\pi r_T n_{\text{оп}}}{V_{\text{пр}}}, \quad (1)$$

где $n_{\text{оп}}$ – частота вращения оплеточных веретен;

r_T – текущий радиус плетения;

$V_{\text{пр}}$ – скорость перемещения дорна.

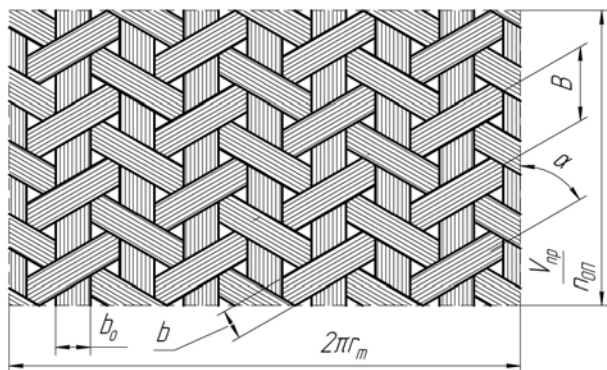


Рис. 2. Развертка 3D структуры плетения
длина которой равна шагу укладки волокон

Конструктивными параметрами плетельной установки является количество веретен каждого направления армирования N и средний диаметр движения веретен. Плетение осуществляется подготовленными жгутами равных параметров, укладываемыми в разных направлениях закрутки. Жгуты представляют собой переплетение волокон и при укладке на поверхность принимают размер, определяемый ограничивающими факторами и предварительным натяжением. Расстояние между центрами уложенных жгутов одного направления определяется параметрами ячейки:

$$B = \frac{2\pi r_T \cos \alpha}{N}. \quad (2)$$

Из условия заданного расположения жгутов при плетении ($B = \text{const}$), т.е. равной поверхностной плотности на оправках с изменяющимся текущим радиусом плетения, получим взаимосвязь скорости перемещения оправки от текущего радиуса плетения на основании зависимостей (1), (2) и, проводя ряд преобразований, получим:

$$V_{\text{пр}} = \frac{2\pi n_{\text{оп}} B N}{\sqrt{(2\pi r_T)^2 - (B N)^2}}. \quad (3)$$

Средний диаметр движения веретен выбирается конструктивно исходя из необходимого количества веретен и их емкости, он всегда значительно больше оплетаемого дорна. В процессе плетения образуется свободная поверхность переплетения жгутов от оплеточного устройства до дорна. В свободной поверхности каждый оплеточный жгут явля-

ется касательной к оплетаемой оправке. Угол наклона жгутов к оси дорна соответствует заданному углу армирования α . В работе [4] определены геометрические параметры свободной поверхности жгутов от конструктивного исполнения установки. Приведенные данные рассматривают идеализированный процесс плетения, не учитывающий способность плетеного слоя к самоукладке. Подобное явление имеет место и при обычной намотке, когда раскладчик отстает от сечения укладки, происходит отжим жгута уложенным слоем. При плетении, если расчетная ширина ленты оказалась меньше фактической, происходит смещение текущего сечения плетения в сторону оплеточного устройства.

Произведем анализ формы оплетающих жгутов для получения ограничивающих параметров слоя максимальной плотности, для этого проведем сечения оплеточного слоя, различной структуры, вдоль волокон одного из направлений армирования (рис. 3.)

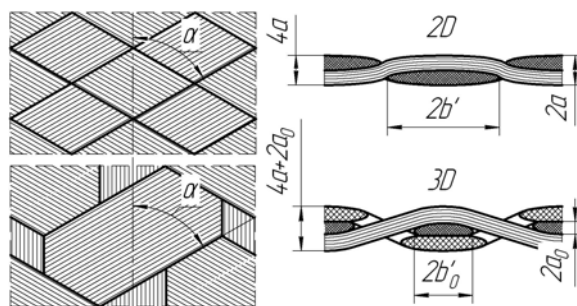


Рис. 3. Форма сечения жгутов
максимальной плотности

На рис. 3 изображена реальная форма сечения армирующих жгутов – это эллипс с диагоналями оплеточных жгутов a и b , осевых a_0 и b_0 , b' и b'_0 обозначено увеличение сечения за счет неперпендикулярности плоскости сечения оси жгута. Соотношение диагоналей эллипса изменяется от натяжения жгутов. Определим соотношение диагоналей сечения из условия постоянства площади сечения жгута:

$$4\pi ab = \frac{T_x \cdot 10^{-3}}{0,907\rho}, \quad (4)$$

где T_x – размер в T_x жгута;

ρ – плотность жгута;

0,907 – степень наполнения жгута при гексагональной упаковке.

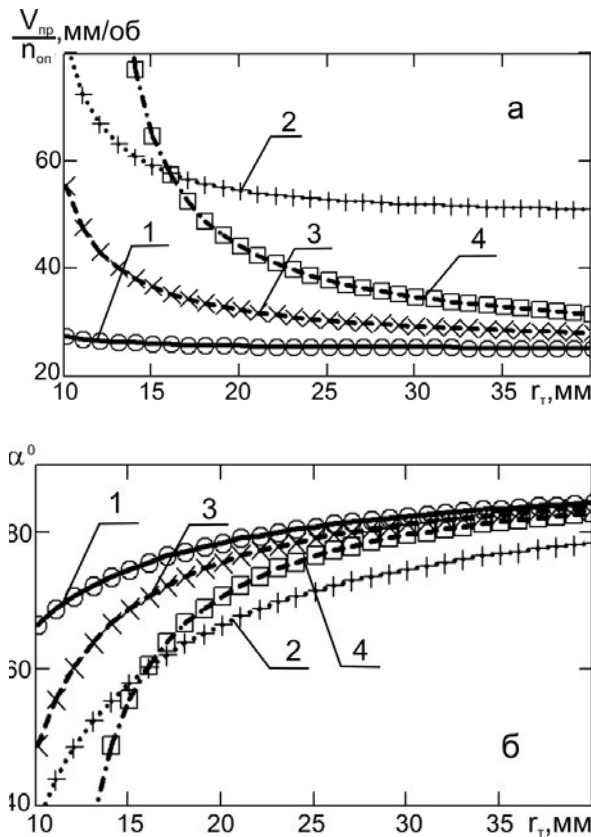
При плетении плотной 2D структуры шаг укладки жгутов должен равняться ширине сечения жгута. Введение жгутов осевой арматуры (3D) приводит к невозможности плотного прилегания жгутов одного направления. Поэтому минимальное расстояние между жгутами одного направления зависит от соотношения ширины осевых жгутов и оплеточных, а также угла армирования. В результате мини-

мальную ширину жгута можно определить:

$$\begin{aligned} B_{2D} &= 2b, \\ B_{3D} &= 2(b + b_0 \cos \alpha). \end{aligned} \quad (5)$$

Из (5) видно, что получить постоянную поверхностную плотность для 3D структуры с переменным радиусом укладки слоев невозможно.

Проведем анализ влияния структуры армирования, ширины жгута и количества веретен каждого направления армирования на скорость перемещения дорна на оборот веретен (рис. 4, а) и на угол оплеточных слоев к оси (рис. 4, б) при плетении с максимальной плотностью. Для структуры 2D варьировалось количество веретен 1 – $N=10$ и 2 – $N=20$, для структуры 3D варьировалось соотношение оплеточных и осевых жгутов 3 – $B_0=B$ и 4 – $B_0=2B$.



для структуры 2D: 1 – $N=10$ и 2 – $N=20$;
для структуры 3D: 3 – $B_0=B$ и 4 – $B_0=2B$

Рис. 4. Влияние структуры, ширины жгута и количества веретен на подачу (а) и угол армирования (б) при плетении с максимальной плотностью

Полученные результаты на рис. 4 показывают практически одинаковый характер изменения подачи и угла армирования при изменении текущего радиуса дорна. Наибольшее влияние оказывают количество веретен и ширина оплеточного жгута, меньшее – структура армирования и параметры осевых жгутов.

Важным параметром армирующего каркаса является степень наполнения волокном. Степень наполнения слоя определим как отношение объема жгута в слое к объему слоя:

$$\begin{aligned} \Phi_{2D} &= \frac{4r \cdot n_{1i} \cdot N \cdot T_x \cdot 10^{-3}}{V_{i\delta} \rho \left((r + 4a)^2 - r^2 \right)}; \\ \Phi_{3D} &= \left(\frac{4\pi r \cdot n_{1i}}{V_{i\delta}} + 1 \right) \frac{N \cdot T_x \cdot 10^{-3}}{\rho \left((r + 4a + 2a_0)^2 - r^2 \right)}. \end{aligned} \quad (6)$$

Результаты расчета представлены на рис. 5. Кривые 1 – 4 соответствуют данным, приведенным ранее.

Для сравнения приведем расчет наполнения слоя 2D структуры по зависимости (2.34), приведенной в [4], которая в принятых обозначениях данной работы будет:

$$\Phi_{[4]} = \frac{0,907 \cdot B}{\frac{2\pi r}{N} \cos \alpha + B}. \quad (7)$$

Кривая 5 вычислена по зависимости (7) с подстановкой данных, аналогичных данным, по которым построена кривая 1.

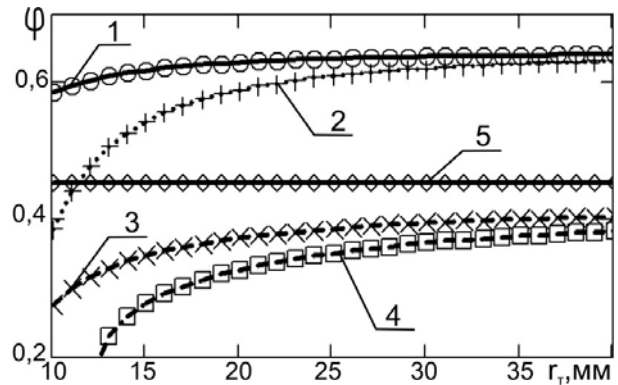


Рис. 5. Степень наполнения слоя волокном

Результаты расчета показывают снижение достижимой степени наполнения слоя волокном при введении осевой арматуры за счет увеличения толщины слоя, остальные варьируемые параметры оказывают влияние только при небольших углах армирования.

Кривая 5 не изменяется при изменении параметров слоя в силу большого количества допущений при ее выводе.

При плетении с максимальной поверхностной плотностью волокна осевого армирования эффективнее располагать под оплеточным слоем.

Полученные теоретические данные наполнения слоя волокном для 3D структуры, армированной одинаковыми жгутами в трех направлениях, хорошо согласуются с экспериментальными данными, при-

веденными в работе [4]. Максимальное расхождение экспериментальных и теоретических результатов составило 5%.

Выводы

На основании полученной взаимосвязи геометрических параметров расположения волокон в плетеном слое от технологических параметров и текущего радиуса оплетаемого дорна получена зависимость скорости движения дорна от параметров плетения для получения структуры с постоянной и максимальной плотностью.

Используя реальную форму сечения оплеточных жгутов, определены ограничивающие факторы плетения.

Полученные данные изменения степени наполнения волокном слоя от параметров плетения показывают предпочтительность использования 2D структуры плетения.

Литература

1. Пилипенко В.Н. Технология непрерывного формования композитных профильных элементов плетельно-пултрузионным методом / В.Н. Пилипенко // Слоистые композиционные материалы: сб. труд. междунар. конф. – Волгоград, 2001. – С. 247-248.
2. Игнатъева В.Б. Формование давлением профильных стержней на основе плетеных композитных структур: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.03.05 / Виктория Борисовна Игнатъева; Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля. – Луганск, 2002. – 21 с.
3. Fiber Materials, Inc. [Электронный ресурс]: Carbon/Carbon Nozzle Throat Inserts. – Режим доступа: <http://www.fibermaterialsinc.com/frCCcomp.htm>, свободный. – Загл. с экрана.
4. Фрегер Г.Ю. Основи технології плетельно-пултрузійного формування виробів із полімерних композитів: моногр. / Г.Ю. Фрегер, Є.Є. Бакст, В.М. Пилипенко, Д.Г. Фрегер. – Луганськ: вид-во СНУ ім. В. Даля, 2002. – 160 с.

Поступила в редакцию 21.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры В.А. Витренко, Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПЛЕТІННЯ НА СТРУКТУРУ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ

О.В. Чесноков

Обґрунтовано необхідність проведення додаткових досліджень для визначення впливу технологічних параметрів плетіння, структур 2D і 3D, на характеристиками матеріалу. Визначений взаємозв'язок геометричних параметрів розташування волокон в плетеному шарі від технологічних параметрів плетіння і поточного радіусу облямовування, що обплітається. Одержана залежність швидкості руху дорну від початкових параметрів плетіння для отримання структури з постійною і максимальною густиною. Визначена реальна форма обплітальних джгутів і обмежуючі чинники плетіння. Проведений аналіз впливу структури армування, ширини джгута і кількості веретен на швидкість переміщення дорну на оборот веретен і кут армування при плетінні з максимальною густиною. Визначений максимально досяжний ступінь наповнення волокном шару від параметрів плетіння.

Ключові слова: вуглець-вуглець, композиційний матеріал, параметри плетіння, армуючий каркас, ступінь наповнення.

RESEARCH OF INFLUENCING OF TECHNOLOGICAL PARAMETERS OF WICKERWORK ON THE STRUCTURE OF SUPERFICIAL LAYER

A.V. Chesnokov

The necessity of conducting of additional researches is grounded for determination of influencing of technological parameters of wickerwork, structures 2D and 3D, on by descriptions of material. Intercommunication of geometrical parameters of location of fibres in a wattled layer from the technological parameters of wickerwork and current radius of the strung mounting is certain. Collected dependence of rate of movement of mounting from the initial parameters of wickerwork for the receipt of structure with a permanent and maximal closeness. The real form of plaits and limiting factors of wickerwork is certain. The analysis of influencing of structure of reinforcement, width of plait and amount of spindles on speed of moving of mounting on the turn of spindles and corner of reinforcement at wickerwork with a maximal closeness is conducted. The maximally attainable degree of filling by the fibre of layer from the parameters of wickerwork is certain.

Key words: carbon-carbon, composition material, parameters of wickerwork, reinforcing framework, degree of filling.

Чесноков Алексей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения, Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина, e-mail: chesnokov@snu.edu.ua.

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ: ОБОСНОВАНИЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ОБОЛОЧЕК

Изготовление гидродинамической штамповкой тонкостенных деталей производится поэтапно – оформление основного контура изделия, формирование локальных элементов рельефа, калибровка детали. Этапы формообразования характеризуются различными технологическими и энергосиловыми параметрами процесса, что приводит к существенным различиям в постановке и методах решения задач определения напряженно-деформированного состояния (НДС) оболочек. В статье рассмотрен вопрос теоретического описания НДС тонкостенных деталей трубопроводов систем ЛА – сферических и конусных наконечников. Обосновано теоретическое представление НДС тонкостенных осесимметричных оболочек на этапе оформления основного (генерального) контура. Определение НДС выполнено с использованием положений классических теорий тонких оболочек и пластического течения в динамической постановке.

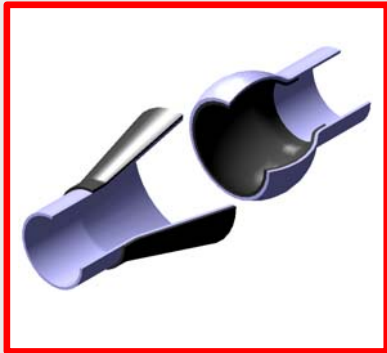
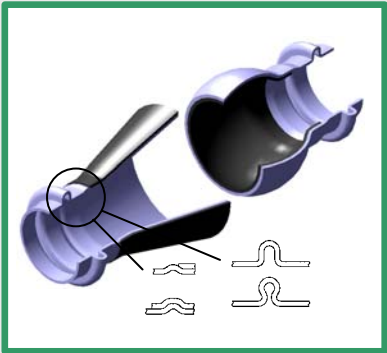
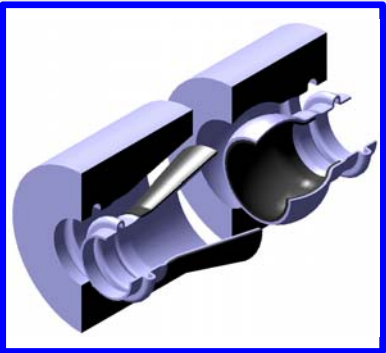
Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, тонкостенная осесимметричная оболочка, напряженно-деформированное состояние, пластическое течение.

В работах [1, 2], основываясь на результатах экспериментальных исследований и опыте промышленного использования методов гидродинамической штамповки (ГДШ), была обоснована необходимость разделения процесса ГДШ тонкостенных осесимметричных оболочек (деталей) на три отличитель-

ных этапа – оформление основного контура оболочек, оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов, калибровка оболочек; также были определены параметры внешнего нагружающего воздействия на заготовку – импульса давления в формирующей камере.

Таблица 1

Особенности деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек на различных этапах формообразования при гидродинамической штамповке

Оформление основного контура сферических и конусных оболочек	Оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов	Калибровка сферических и конусных оболочек
		
$\frac{\delta}{D} \leq 0,02; \delta \ll r_s;$ $\frac{\Delta W}{W_0} \geq 0,05$	$\delta \approx r_s;$ $\frac{\Delta W}{W_0} \ll 1$	$\frac{\Delta W}{W_0} \rightarrow 0; v_c \rightarrow v_{пр};$ $\Delta D = f(\epsilon_m)$
δ – толщина заготовки; D – диаметр заготовки; r_s – радиус кривизны элемента оболочки; ΔW – приращение объема внутренней полости детали; W_0 – начальный объем; v_c – скорость соударения заготовки с матрицей; $v_{пр}$ – предельная скорость; ΔD – отклонение диаметра детали; ϵ_m – упругая деформация матрицы		

Дальнейшим шагом в изучении и исследовании процессов ГДШ является определение параметров напряженно-деформированного состояния (НДС) тонкостенных осесимметричных оболочек на различных этапах формообразования, при этом особенности процессов ГДШ (табл. 1) оказывают существенное влияние на теоретическое представление НДС оболочек. Так при оформлении основного контура детали отношение толщины заготовки к диаметру менее 2 %, радиус изгиба существенно больше толщины материала, а приращение объема внутренней полости детали при штамповке превышает 5 %. Оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов характеризуются несущественными объемами проштамповки, при этом радиус изгиба элементов оболочки уже сопоставим с толщиной материала. При калибровке приращение объема ничтожно, но скорость соударения заготовки с матрицей приближается к предельной, также существенно пружинение детали, что обусловлено упругой деформацией матрицы. Все это приводит к различиям в постановке и методах решения задач определения НДС оболочек на различных этапах формообразования.

Теоретическое описание НДС тонкостенных осесимметричных деталей базируется на положениях классических теорий тонких оболочек и пластического течения в динамической постановке.

В общем виде теория изгиба тонких оболочек под действием осесимметричной нагрузки представлена в работах [3, 4]. Поскольку оболочка тонкая и цилиндрическая, справедливы известные допущения:

– изменение толщины оболочки в процессе деформирования мало по сравнению с ее прогибом в радиальном направлении

$$\tilde{u}(r, z) = u(R, z), \quad (1)$$

где R – радиус срединной поверхности;

– осевые σ_z и тангенциальные σ_θ напряжения допустимо считать основными, а радиальные и касательные – второго порядка малости, что определяет зависимость между деформациями и напряжениями (осевыми ε_z , σ_z и тангенциальными ε_θ , σ_θ соответственно) вида:

$$\varepsilon_z = \frac{1}{E}(\sigma_z - \nu\sigma_\theta); \quad (2)$$

$$\varepsilon_\theta = \frac{1}{E}(\sigma_\theta - \nu\sigma_z); \quad (3)$$

$$\sigma_z = \frac{E}{1-\nu^2}(\varepsilon_z + \nu\varepsilon_\theta); \quad (4)$$

$$\sigma_\theta = \frac{E}{1-\nu^2}(\varepsilon_\theta + \nu\varepsilon_z), \quad (5)$$

где E – модуль упругости материала;

ν – коэффициент Пуассона;

– отнесение касательных напряжений к второстепенным означает отнесение к этой группе и деформаций сдвига, что равносильно допущению о неискривляемости прямых нормалей. Это допущение дает возможность выразить компоненты смещения любой точки A цилиндрической оболочки, находившейся до деформации на расстоянии ξ от срединной поверхности (рис. 1), как

$$\tilde{u} = u; \quad (6)$$

$$w = w_0 - \xi \frac{du}{dz}; \quad (7)$$

$$\xi = r - R, \quad (8)$$

где u, w – проекции перемещения точки на направления r и z соответственно.

При этом деформации и напряжения в перемещениях примут вид:

$$\varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{dw_0}{dz} - \xi \frac{d^2u}{dz^2}; \quad (9)$$

$$\varepsilon_\theta = \frac{\tilde{u}}{r} \approx \frac{u}{R}; \quad (10)$$

$$\sigma_z = \frac{E}{1-\nu^2} \left(\frac{dw_0}{dz} - \xi \frac{d^2u}{dz^2} + \nu \frac{u}{R} \right); \quad (11)$$

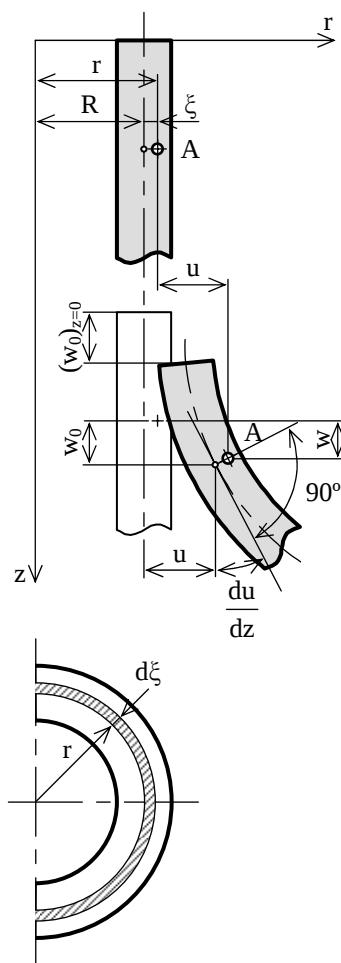


Рис. 1. Компоненты перемещения точки цилиндрической оболочки при деформации

$$\sigma_\theta = \frac{E}{1-\nu^2} \left(\frac{u}{R} + \nu \frac{dw_0}{dz} - \nu \xi \frac{d^2 u}{dz^2} \right). \quad (12)$$

В тонкостенной оболочке реализуется плоское напряженное состояние, причем при осесимметричной деформации главными будут оси, направленные вдоль образующей и в окружном направлении [3, 4].

Согласно работе [5] уравнения движения элемента оболочки (рис. 2) в приращениях с учетом инерционных сил в цилиндрической системе координат имеют вид:

$$\begin{aligned} r h \rho \frac{d^2 r}{dt^2} &= p r \sin \alpha + \frac{\partial}{\partial S} (N_s r \cos \alpha) - \\ &- \frac{\partial}{\partial S} (Q r \sin \alpha) - N_\theta; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} r h \rho \frac{d^2 z}{dt^2} &= p r \cos \alpha - \frac{\partial}{\partial S} (N_s r \sin \alpha) - \\ &- \frac{\partial}{\partial S} (Q r \cos \alpha); \end{aligned} \quad (14)$$

$$\frac{\partial}{\partial S} (M_s r) - M_\theta \cos \alpha - Q r = 0, \quad (15)$$

где r, z – текущие эйлеровы координаты оболочки;

h – текущая толщина оболочки;

α – угол между нормалью к поверхности элемента оболочки и положительным направлением оси z ;

ρ – плотность материала;

S – длина дуги вдоль меридиана;

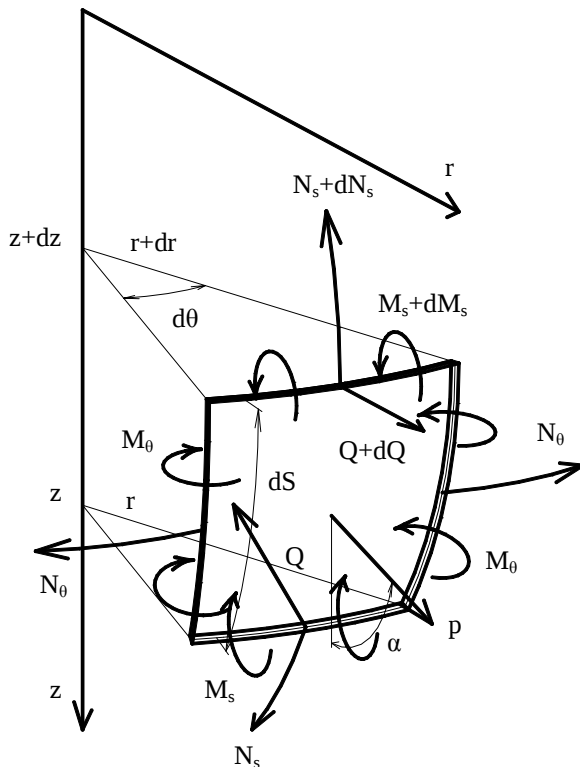


Рис. 2. Равновесие элемента тонкостенной осесимметричной оболочки

p – нормальное давление, действующее на оболочку;

Q – перерезывающая сила;

$N_s, N_\theta, M_s, M_\theta$ – продольные силы и изгибающие моменты (погонные) в меридиональном (вдоль образующей) и широтном (окружном) направлениях.

С учетом условия пластичности и постоянства объема, величины деформаций, напряжений и их взаимосвязь определяется следующим образом [3, 4]:

$$\text{div}(\vec{W}) = 0; \quad (16)$$

$$\varepsilon_s + \varepsilon_\theta + \varepsilon_h = 0, \quad (17)$$

где W – объем элемента оболочки;

$\varepsilon_s, \varepsilon_\theta, \varepsilon_h$ – деформации вдоль образующей, окружные и по толщине соответственно:

$$\varepsilon_s = \ln \frac{S}{S_0}; \quad (18)$$

$$\varepsilon_\theta = \ln \frac{r}{r_0}; \quad (19)$$

$$\varepsilon_h = \ln \frac{h}{h_0}, \quad (20)$$

где S_0, S – начальное и текущее значения длины образующей;

r_0, r – начальное и текущее значения радиуса;

h_0, h – начальное и текущее значения толщины заготовки.

При формообразовании основного контура детали достигаются существенные пластические деформации (15...20%), при этом требования к точности обвода оболочки невысоки. В этом случае нет необходимости учитывать упругие деформации и скоростное упрочнение материала. Поэтому, представление физического закона упрочнения материала можно использовать в виде [6]:

$$\sigma_i = \sigma_T + \Pi \varepsilon_i; \quad (21)$$

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_s - \varepsilon_\theta)^2 + (\varepsilon_\theta - \varepsilon_h)^2 + (\varepsilon_h - \varepsilon_s)^2}; \quad (22)$$

$$E_c = \frac{\sigma_i}{\varepsilon_i}, \quad (23)$$

где σ_i – интенсивность напряжений;

ε_i – интенсивность деформаций;

σ_T – предел текучести;

Π – модуль упрочнения;

E_c – секущий модуль.

Критерий условия пластичности Губера-Мизеса-Генки при плоском напряженном состоянии

$$\sigma_s^2 - \sigma_s \sigma_\theta + \sigma_\theta^2 - \sigma_i^2 = 0. \quad (24)$$

С учетом изменения деформаций и напряжений по толщине оболочки в зависимости от расстояния ξ от срединной поверхности (рис. 3) выражения для определения величин деформаций и напряжений

выглядят следующим образом [7]:

$$\varepsilon_s(\xi) = \ln \frac{dS}{dS_0} + \ln \left(1 + \xi \left(\frac{d\alpha}{dS} \right) \right); \quad (25)$$

$$\varepsilon_\theta(\xi) = \ln \frac{r(\xi)}{r_0(\xi)}; \quad (26)$$

$$\sigma_s(\xi) = \frac{2}{3} E_c (2 \varepsilon_s(\xi) + \varepsilon_\theta(\xi)); \quad (27)$$

$$\sigma_\theta(\xi) = \frac{2}{3} E_c (2 \varepsilon_\theta(\xi) + \varepsilon_s(\xi)), \quad (28)$$

где ξ – расстояние от срединной поверхности;

α – угол поворота элемента оболочки.

Связь между напряжениями и внутренними усилиями определяется интегральными уравнениями равновесия, которые при плоском напряженном состоянии имеют вид [7]:

$$N_s = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_s(\xi) d\xi; \quad (29)$$

$$N_\theta = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_\theta(\xi) d\xi; \quad (30)$$

$$M_s = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_s(\xi) \xi d\xi; \quad (31)$$

$$M_\theta = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_\theta(\xi) \xi d\xi. \quad (32)$$

Значение перерезывающей силы Q определяется из третьего уравнения движения элемента оболочки – (15).

Соотношения между геометрическими параметрами элемента оболочки можно представить следующим образом [5]:

$$\cos \alpha = \frac{dr}{dS}; \quad (33)$$

$$\sin \alpha = -\frac{dz}{dS}; \quad (34)$$

$$\left(\frac{dr}{dS} \right)^2 + \left(\frac{dz}{dS} \right)^2 = 1. \quad (35)$$

Граничные условия на торцах оболочки назначаются в соответствии с реализуемой на практике технологической схемой штамповки:

– со свободными торцами – $N_s = 0$, $M_s = 0$, $Q \neq 0$;

– с защемленными торцами – $N_s \neq 0$, $M_s \neq 0$, $Q \neq 0$;

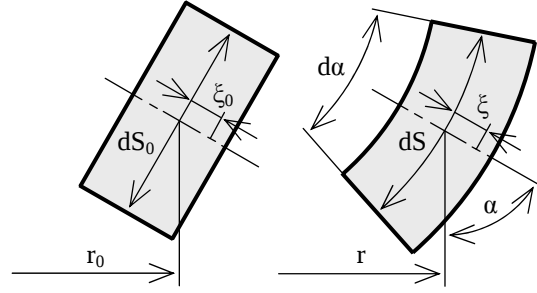


Рис. 3. Определение деформаций элемента оболочки в зависимости от расстояния ξ от срединной поверхности

– с подпираемыми торцами – $N_s \neq 0$, $M_s \neq 0$, $Q \neq 0$.

Внешнее нагружающее воздействие на оболочку определяется величиной импульса давления жидкости в формующей камере.

Как показывают результаты экспериментальных исследований и опыт промышленного внедрения ГДШ характер импульса давления, действующего на заготовку, при оформлении основного контура оболочки можно аппроксимировать функцией $p = p(t)$ и представить в виде синусоидального закона [2]:

$$p = p_{\max} \cdot \sin \left(\frac{\pi t}{t_{\max}} \right), \quad (36)$$

где $p_{\max}$ – максимальное давление;

$t_{\max}$ – продолжительность импульса давления;

p, t – текущие значения давления и времени импульса.

Как уже отмечалось, при формообразовании основного контура оболочки, характеризующегося значительным объемом проштамповки, требования к точности геометрии оболочки невысоки, поскольку после формообразующего перехода следует калибровочный. В то же время при оформлении основного контура детали оптимальным является такое нагружение рабочим импульсом давления, при котором оболочка подходит к матрице с минимальной скоростью, что способствует получению оболочки с рациональными параметрами НДС и обуславливает минимизацию энергозатрат на деформирование [6].

Для решения задачи описания НДС элементов взаимной фиксации и компенсаторов сферических и конусных наконечников в первом приближении можно использовать систему соотношений (13 – 15). Однако необходимо учитывать, что при построении расчетной модели недопустимо применение гипотезы Кирхгофа-Лява, т.к. радиусы кривизны отдельных элементов оболочки становятся соизмеримыми с толщиной заготовки.

Дифференциальные уравнения равновесия толстостенного элемента оболочки в цилиндрической системе координат имеют вид (рис. 4) [8]:

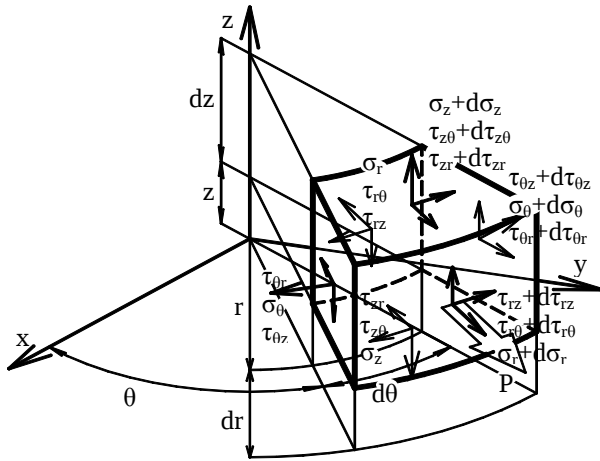


Рис. 4. Равновесие толстостенного элемента оболочки

$$\frac{\partial \sigma_r}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \tau_{r\theta}}{\partial \theta} + \frac{\partial \tau_{rz}}{\partial z} + \frac{\sigma_r - \sigma_\theta}{r} + P = \rho \frac{\partial^2 r}{\partial t^2}; \quad (37)$$

$$\frac{\partial \tau_{r\theta}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \sigma_\theta}{\partial \theta} + \frac{\partial \tau_{\theta z}}{\partial z} + \frac{2\tau_{r\theta}}{r} = \rho \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2}; \quad (38)$$

$$\frac{\tau_{rz}}{r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \tau_{\theta z}}{\partial \theta} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{rz}}{\partial r} = \rho \frac{\partial^2 z}{\partial t^2}, \quad (39)$$

где $\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z, \tau_{r\theta}, \tau_{rz}, \tau_{\theta r}, \tau_{\theta z}, \tau_{zr}, \tau_{z\theta}$ – компоненты тензора напряжений в цилиндрической системе координат;

r, θ, z – текущие координаты элемента оболочки;

P – проекция объемной силы на ось r , обусловленная действующим давлением жидкости.

Следует отметить, что для корректного решения задачи определения НДС элементов взаимной фиксации и компенсаторов наконечников трубопроводов необходимо в этом направлении провести соответствующие теоретические и экспериментальные исследования.

В процессе калибровки осесимметричных оболочек необходимо рассматривать две стадии их радиального деформирования [2, 9]:

- движение заготовки под действием импульса давления;
- соударение заготовки и матрицы, а также их пружинение.

Основной характеристикой, определяющей отклонение размеров детали после прекращения действия нагрузки, является пружинение материала, величина которой может быть сведена практически к нулю за счет пластической деформации заготовки при ударе о матрицу. При этом скорость соударения определяется как [9]:

$$v_p = 2,1 \frac{a_b \varepsilon_s}{k_c}, \quad (40)$$

где a_b – скорость волн упругой деформации в материале заготовки;

ε_s – величина упругой деформации заготовки;

k_c – коэффициент, учитывающий акустическое сопротивление заготовки и матрицы (табл. 2).

Однако в формуле (40) не учтена упругая деформация матрицы, способствующая дополнительному перемещению заготовки с разгрузкой из растянутого положения. Расчет упругой деформации матрицы производится по формуле [9]:

$$\varepsilon_m = \frac{J}{\rho_m \omega r_B^2 \ln \frac{r_H}{r_B}}, \quad (41)$$

где J – импульс давления;

ρ_m – плотность материала матрицы;

ω – частота собственных колебаний матрицы;

r_H, r_B – наружный и внутренний радиусы матрицы соответственно.

Тогда при любой скорости соударения отклонение наружного диаметра детали от номинального диаметра матрицы определяется выражением

$$\Delta D = 2r_B (-\varepsilon_s + K \rho \delta v_c^2 + \varepsilon_m), \quad (42)$$

где v_c – текущая скорость соударения заготовки и матрицы;

δ, ρ – толщина и плотность материала заготовки;

$$K = \frac{\varepsilon_s}{\rho \delta v_p^2}, \quad (43)$$

где v_p – расчетная по формуле (40) скорость соударения заготовки и матрицы.

Решая (42) относительно v_c определяем ту минимальную скорость соударения, при которой величина пружинения будет в пределах поля допуска

$$v_c = \sqrt{\frac{1}{K \rho \delta} \left(\frac{\Delta D}{2r_B} + \varepsilon_s - \varepsilon_m \right)}. \quad (44)$$

Однако следует заметить, что при превышении скорости соударения свыше определенной предельной величины происходит “пластическое сращивание” заготовки с металлической матрицей. Поэтому максимальная скорость подхода заготовки к поверхности матрицы не должна превышать $v_{пр}$ (табл. 2) [9].

Таблица 2

Значения коэффициента k_c и предельной скорости соударения $v_{пр}$ для различных материалов

Материал матрицы	Материал заготовки	k_c	$v_{пр}, \text{ м/с}$
Инструментальная сталь	Сталь	0,50	250
	Титановый сплав	0,63	320...350
	Алюминиевый сплав	0,74	200

При невозможности обеспечить заданную точность детали при $v_c \leq v_{пр}$ следует скорректировать в сторону увеличения диаметр матрицы, компенсируя этим пружинение детали после снятия нагрузки.

Литература

1. Мельничук А.П. Исследование процессов гидродинамической штамповки: обоснование принципиального подхода к решению задач деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек / А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 1 (48). – С. 36-39.

2. Мельничук А.П. Исследование процессов гидродинамической штамповки: обоснование определения параметров импульса давления в формующей камере / А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 39-44.

3. Тимошенко С.П. Пластинки и оболочки / С.П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер. – М.: Наука, 1963. – 635 с.

4. Безухов Н.И. Основы теории упругости, пластичности и ползучести / Н.И. Безухов. – М.: Высшая школа, 1968. – 512 с.

5. Уитмер. Большие динамические деформации балок, колец, пластин и оболочек / Уитмер, Бал-

мер, Лич, Пиан // *Ракетная техника и космонавтика*. – 1963. – №8. – С. 111-123.

6. Кривцов В.С. Особенности описания деформирования тонкостенных цилиндрических деталей при гидродинамической штамповке / В.С. Кривцов, А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х., 2001. – Вып. 25. – С. 28-34.

7. Родько С.Я. Исследование, разработка и внедрение процессов гидродинамического формообразования тонколистовых деталей летательных аппаратов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Сергей Яковлевич Родько. – Х., 1985. – 238 с.

8. Писаренко С.Г. Уравнения и краевые задачи теории пластичности и ползучести / С.Г. Писаренко, Н.С. Можаровский. – К.: Наукова думка, 1981. – 496 с.

9. Муравьев С.Д. Разработка, исследование и внедрение технологических процессов калибровки и рельефной формовки на гидродинамических пресспушках с интенсификацией внешней нагрузки в формующих камерах: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Сергей Дмитриевич Муравьев. – Х., 1985. – 184 с.

Поступила в редакцию 20.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ ГІДРОДИНАМІЧНОГО ШТАМПУВАННЯ: ОБГРУНТУВАННЯ ВИЗНАЧЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ТОНКОСТІННИХ ВІСЕСИМЕТРИЧНИХ ОБОЛОНОК

О.П. Мельничук

Виготовлення гідродинамічним штампуванням тонкостінних деталей проводиться поетапно – оформлення основного контуру виробу, формування локальних елементів рельєфу, калібрування деталі. Етапи формоутворення характеризуються різними технологічними та енергосиловими параметрами процесу, що призводить до істотних відмінностей у постановці та методах вирішення задач визначення напружено-деформованого стану (НДС) оболонок. В статті розглянуто питання теоретичного уявлення НДС тонкостінних деталей трубопроводів систем ЛА – сферичних та конусних наконечників. Обґрунтовано теоретичне визначення НДС тонкостінних вісесиметричних оболонок на етапі оформлення основного (генерального) контуру. Визначення НДС виконане з використанням положень класичних теорій тонких оболонок і пластичної течії в динамічній постановці.

Ключові слова: гідродинамічне штампування, тонкостінна вісесиметрична оболонка, напружено-деформований стан, пластична течія.

PROCESSES OF HYDRODYNAMIC STAMPING: DEFLECTED MODE OF THIN-WALLED AXISYMMETRIC SHELLS

A.P. Melnychuk

Manufacturing of thin-walled parts via hydrodynamic stamping is made by few steps – obtaining of general contours of shells, elements of fixing and compensators, calibration of parts. Stages of shaping can be characterized by different technological and energy-power parameters of process. That requires different methods of determining of shells' deflected mode. The article examines theoretical method of determining of shells' deflected mode for pipelines of aircrafts. For general contour of thin shell, theoretical determining of deflected mode was given. For determining, classical theory of thin shells and dynamic plastic flow were used.

Key words: hydrodynamic stamping, thin-walled axisymmetric shell, deflected mode, plastic flow.

Мельничук Александр Петрович – канд. техн. наук, и.о. доцента кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.923

М.А. КУРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ТРАЕКТОРИЯ МИКРОРЕЗАНИЯ ШЛИФУЮЩЕГО ЗЕРНА ПРИ ПЛОСКОМ ПЛАНЕТАРНОМ ШЛИФОВАНИИ ПЕРИФЕРИЕЙ КРУГА

Сформулирована проблема необходимости аналитического описания силовых, тепловых и других характеристик процесса планетарного шлифования периферией круга с целью их прогнозирования. Рассмотрена условная схема расположения и взаимодействия зерен с обрабатываемой поверхностью при планетарном шлифовании. Получены основные параметрические уравнения кинематики, описывающие траекторию микрорезания шлифующего зерна, которые позволят описать геометрические параметры контакта инструмента с деталью.

Ключевые слова: прогнозирование, параметры, микрорезание, траектория, эпитрохоида, допущения, уравнения.

Введение

Рост количества шлифовальных операций при производстве лопаток ГТД на таких авиадвигателестроительных предприятиях как ОАО “Мотор Січ”, ММП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” ставит задачу совершенствования данного метода обработки [1].

Вопросу повышения эффективности шлифования путем соблюдения критериев “необходимости” и “достаточности” посвящены многие работы [2 – 6]. Интенсификация процесса шлифования плоских поверхностей кинематическим методом – наиболее перспективным из предложенных, потребовала разработки принципиально новых способов планетарно-сопряженного шлифования и планетарного шлифования, представляющего его дальнейшее развитие.

Таким образом, исследования, посвященные совершенствованию способов шлифования плоских поверхностей с целью обеспечения благоприятных условий стружкообразования, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

Необходимость прогнозирования силовых, тепловых и других характеристик процесса плоского планетарного шлифования (ППШ) периферией круга требует их аналитического описания. В связи с этим возникает вопрос об исследовании кинематики формообразования при ППШ и установки важнейших уравнений шлифования, описывающих геометрические параметры контакта инструмента с деталью. К последним относятся уравнения траектории

микрорезания шлифующим зерном, длины контакта инструмента с деталью, толщины слоя, снимаемого одним зерном круга и др.

2. Решение проблемы

В процессе плоского планетарного шлифования периферией круга процесс ведется планетарной шлифовальной головкой (ППШГ), имеющей несколько шлифовальных кругов прямого профиля, вращающихся вокруг своей оси и оси планетарной головки. В зависимости от конструкции ППШГ вращение кругов может совпадать по направлению с вращением головки (води́ла) – попутное вращение или нет – встречное вращение.

При попутной схеме передача вращения шлифовальным кругом вокруг своих осей производится от шпинделя станка через водило при обкатке зубчатых колес (сателлитов), закрепленных на одних осях со шлифовальными кругами вокруг неподвижного (солнечного) колеса. Траектория движения единичного зерна, находящегося на периферии шлифовального круга, будет представлять удлиненную эпитрохоиду (эпитрохоиду). Если принять за начало координат O – центр направляющей окружности, а ось OX направить к одной из начальных точек, то в принятой системе координат уравнения эпитрохоиды в параметрической форме будут иметь вид:

$$\begin{cases} x = (R + r) \cdot \cos \varphi - r_k \cdot \cos \frac{R + r}{r} \varphi; \\ y = (R + r) \cdot \sin \varphi - r_k \cdot \sin \frac{R + r}{r} \varphi, \end{cases} \quad (1)$$

где R – диаметр направляющей окружности (дели-

тельный диаметр солнечного колеса);

r – диаметр производящего круга (делительный диаметр сателлита);

r_k – расстояние от зерна до центра производящего круга (радиус абразивного круга);

φ – угол поворота водила, определяющий положение центра производящего круга.

Найдем параметрические уравнения эпитрохоиды в системе координат X_1OY_1 , начальные точки которой смещены на угол α .

Выберем систему координат X_1OY_1 , такую, чтобы ось X_1O проходила через начальную точку, тогда получим:

$$\begin{cases} x_1 = (R+r) \cdot \cos \varphi_1 - r_k \cdot \cos \frac{R+r}{r} \varphi_1; \\ y_1 = (R+r) \cdot \sin \varphi_1 - r_k \cdot \sin \frac{R+r}{r} \varphi_1. \end{cases} \quad (2)$$

Запишем формулы преобразования координат [7]:

$$\begin{cases} x = x_1 \cdot \cos \alpha - y_1 \cdot \sin \alpha; \\ y = x_1 \cdot \sin \alpha + y_1 \cdot \cos \alpha. \end{cases} \quad (3)$$

После подстановки (2) в (3), преобразований и замены $\varphi_1 = \varphi - \alpha$, получим:

$$\begin{cases} x = (R+r) \cdot \cos \varphi - r_k \cdot \cos \left(\frac{R+r}{r} \cdot (\varphi - \alpha) + \alpha \right); \\ y = (R+r) \cdot \sin \varphi - r_k \cdot \sin \left(\frac{R+r}{r} \cdot (\varphi - \alpha) + \alpha \right). \end{cases} \quad (4)$$

В случае, если в процессе шлифования абразивным кругом сообщается дополнительный доворот с целью обеспечения равномерного их износа, система уравнений (4) примет вид:

$$\begin{cases} x = (R+r) \cdot \cos \varphi - r_k \cdot \cos \left(\frac{R+r}{r} \cdot (\varphi - \alpha) + \alpha + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \cdot (\varphi - \lambda) \right); \\ y = (R+r) \cdot \sin \varphi - r_k \cdot \sin \left(\frac{R+r}{r} \cdot (\varphi - \alpha) + \alpha + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \cdot (\varphi - \lambda) \right), \end{cases} \quad (5)$$

где $\varphi_{\text{дов.}}$ – угол доворота абразивных кругов за один оборот водила;

λ – угол координирующий положение точки отсчета доворота.

Следовательно, система параметрических уравнений (5) позволяет описать траекторию движения единичного зерна, для которого известно положение одной из его начальных точек. В связи с этим задача сводится к нахождению координат начальных точек эпитрохоид каждого из зерен участвующих в резании.

При решении поставленной задачи примем следующие допущения:

1. Пренебрегаем разностью в размерах абразивных кругов, участвующих в резании, а также неточностями их геометрической формы.

2. Пренебрегаем разновысотностью зерен, участвующих в резании.

3. Считаем, что в момент касания абразивный круг контактирует с обрабатываемой поверхностью точкой, принадлежащей вершине абразивного зерна.

4. Ввиду малости угла, определяющего положение центра абразивного инструмента в момент касания, пренебрегаем его влиянием на траекторию движения инструмента.

Найдем координаты вершин абразивных зерен в плоскости XOY в момент входа в контакт круга с обрабатываемой поверхностью. Для решения поставленной задачи необходимо найти координаты точки касания круга с обрабатываемой поверхностью.

Рассмотрим процесс обработки (рис. 1).

За промежуток времени между входом в контакт с деталью двух соседних абразивных кругов ПШГ переместится относительно детали на величину:

$$\Delta = \frac{2\pi \cdot S_{\text{дет.}}}{m \cdot \omega_r}, \quad (6)$$

где $S_{\text{дет.}}$ – заданная скорость перемещения детали (продольная подача детали);

m – количество абразивных кругов ПШГ;

ω_r – угловая скорость водила ПШГ.

Очевидно, что центр абразивного круга в момент касания его с обрабатываемой поверхностью находится в точке пересечения линий, определяющих положение данного круга и прошедшего перед ним.

Траектория движения центра абразивного круга при планетарном шлифовании в принятой системе координат представляет собой окружность, которая аналитически может быть представлена системой параметрических уравнений:

$$\begin{cases} x_{\text{ц.}} = (R+r) \cdot \cos \psi; \\ y_{\text{ц.}} = (R+r) \cdot \sin \psi, \end{cases} \quad (7)$$

где ψ – угол, определяющий текущее положение центра абразивного круга.

Таким образом, необходимо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} (R+r) \cdot \cos \beta = (R+r) \cdot \cos \psi; \\ -(R+r) \cdot \sin \beta = (R+r) \cdot \sin \psi - \Delta, \end{cases} \quad (8)$$

где β – угол, определяющий положение центра абразивного круга в момент касания.

Так как физический смысл имеет лишь одно решение, то из первого уравнения системы получаем $\psi = \beta$. Тогда после элементарных преобразований получаем, что угол β можно найти, пользуясь зависимостью:

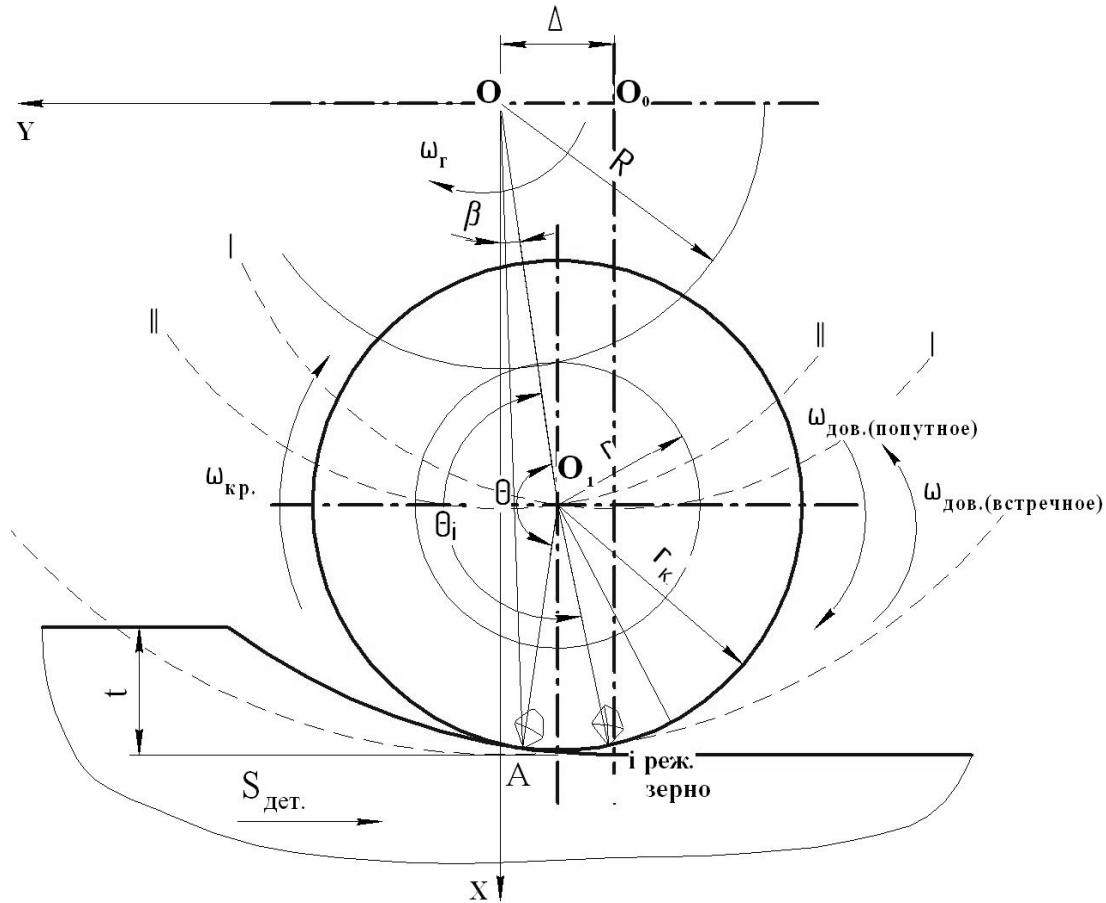


Рис. 1. Условная схема расположения и взаимодействия зерен с обрабатываемой поверхностью:
 -|- траектория движения центра абразивного круга, прошедшего перед рассматриваемым;
 ||-|| траектория движения центра рассматриваемого абразивного круга.

$$\beta \approx \arcsin\left(\frac{\Delta}{2 \cdot (R+r)}\right). \quad (9)$$

Таким образом, координаты т.А касания абразивного круга и детали можно найти, пользуясь зависимостями:

$$\begin{cases} Y_A = \frac{-\Delta \cdot (R+r-r_k)}{2 \cdot (R+r)}; \\ X_A = \sqrt{(R+r+r)^2 - (Y_A + \Delta)^2}. \end{cases} \quad (10)$$

Рассмотрим $\triangle OO_1A$ (рис. 1). Запишем для данного треугольника теорему косинусов:

$$AO^2 = AO_1^2 + OO_1^2 - 2 \cdot AO_1 \cdot OO_1 \cdot \cos \theta. \quad (11)$$

$$\text{Но } AO = \sqrt{X_A^2 + Y_A^2}, \quad OO_1 = R+r, \quad AO_1 = r_k.$$

Таким образом, угол θ :

$$\theta = \arccos\left(\frac{R+r}{2 \cdot r_k} + \frac{r_k}{2 \cdot (R+r)} - \frac{X_A^2 + Y_A^2}{2 \cdot r_k \cdot (R+r)}\right). \quad (12)$$

Если принять, что угол θ координирует положение 1-го зерна, вступившего в контакт, то положение i -го зерна шлифовального круга можно опре-

делить углом:

$$\theta_i = \theta + \frac{l_0 \cdot (i-1)}{r_k}, \quad (13)$$

где i – номер зерна по порядку;

l_0 – среднее расстояние между абразивными зернами, которые участвуют в резании.

Рассмотрим систему уравнений (5). Если принять здесь $\alpha = \theta_i \cdot \frac{r}{R} - \beta$, то параметрические уравнения эпитрохоиды, представляющей собой траекторию движения i -го зерна, примут следующий вид:

$$\begin{cases} x_i = (R+r) \cdot \cos \varphi - r_k \cdot \cos\left(\frac{R+r}{r} \cdot \varphi + \frac{R}{r} \cdot \beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \cdot (\varphi + \beta)\right); \\ y_i = (R+r) \cdot \sin \varphi - r_k \cdot \sin\left(\frac{R+r}{r} \cdot \varphi + \frac{R}{r} \cdot \beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \cdot (\varphi + \beta)\right). \end{cases} \quad (14)$$

Заключение

Рассмотрена условная схема расположения и взаимодействия зерен с обрабатываемой поверхностью при планетарном шлифовании. Получены основные параметрические уравнения кинематики, описывающие траекторию микрорезания шлифующего зерна, которые позволят описать геометрические параметры контакта инструмента с деталью.

Литература

1. Крымов В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Сурду Н.В. Повышение эффективности шлифования путем совершенствования кинематики процесса / Н.В. Сурду, А.И. Долматов, А.Ф. Горбачев, А.А. Горбачев // Сб. научн. тр. Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2000. – Вып. 22(5). – С. 118-125.
3. Сурду Н.В. Влияние скорости круговой подачи и катодной поляризации обрабатываемой

поверхности на эффективность круглого врезного шлифования / Н.В. Сурду, А.И. Долматов, А.Ф. Горбачев, А.А. Горбачев // Сб. научн. тр. Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2000. – Вып. 21(4). – С. 1-6.

4. Горбачев А.А. Определение кинематических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей / А.А. Горбачев // Авиационно-космическая техника и технология – 2005. – № 2(18). – С. 19-22.

5. Горбачев А.А. Определение технологических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей / А.А. Горбачев // Авиационно-космическая техника и технология – 2005. – № 3(19). – С. 20-23.

6. Долматов А.И. К вопросу о влиянии типоразмера абразивного инструмента на эффективность планетарного шлифования плоских поверхностей / А.И. Долматов, М.А. Курин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 1(48). – С. 31-36.

7. Бронштейн И.Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся ВТУЗов / И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. – М.: Госуд. Издательство физико-математ. литературы, 1962. – 608 с.

Поступила в редакцию 29.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., директор МИНТ ХАИ В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ТРАЄКТОРІЯ МІКРОРІЗАННЯ ЗЕРНА, ЩО ШЛІФУЄ, ПРИ ПЛОСКОМУ ПЛАНЕТАРНОМУ ШЛІФУВАННІ ПЕРИФЕРІЄЙ КОЛА

М.А. Курін

Сформульована проблема необхідності аналітичного описання силових, теплових та інших характеристик процесу планетарного шліфування периферією кола з метою їх прогнозування. Розглянута умовна схема розташування та взаємодії зерен з поверхнею, що обробляється при планетарному шліфуванні. Одержані основні параметричні рівняння кінематики, що описують траєкторію мікрорізання зерна, та які дозволять описати геометричні параметри контакту інструменту з деталлю.

Ключові слова: прогнозування, параметри, мікрорізання, траєкторія, епітрохіда, допущення.

THE TRAJECTORY OF MICROCUTTING ABRASIVE GRAIN ON THE PLANETARY GRINDING PERIPHERY ABRASIVE DISK

М.А. Kurin

The problem of necessity analytical description strength, thermal and others characteristic process of the planetary grinding periphery abrasive disk is formulate. The conditional scheme of disposition and interaction abrasive grain with workpiece surface is consider. The basic parametric kinematic equations trajectory of microcutting abrasive grain on the planetary grinding periphery abrasive disk is receive. This equations will describe geometrics contact tool with surface of workpiece.

Key words: prediction, characteristic, microcutting, trajectory, epitrochoid, admission.

Курин Максим Александрович – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33

М.В. АМБРОЖЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ, В.А. СЕРЕДА, С.А. ЯШИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ДВУХСТУПЕНЧАТЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Приведен сопоставительный анализ двухступенчатых беспилотных летательных аппаратов (2С БЛА) с целью систематизации обширного многообразия технических решений в данной сфере. Оценка транспортного совершенства получена на основании общих подходов теории размерности и подобия. Проведен структурный анализ сложившейся ситуации в сфере 2С БЛА, выявлены основные тенденции развития данного направления. Представлены результаты исследования в виде графического материала. Применение методики представляется целесообразной для корректировки ранних стадий проектирования 2С БЛА.

Ключевые слова: стартовый ускоритель, беспилотный летательный аппарат, транспортная система, пусковое устройство, двигательная установка, допустимая перегрузка, метод подобия и размерности, критерии подобия, энергетическое совершенство.

Введение

Использование стартовых ускорителей (СУ) в качестве средства введения в полет аэродинамических БЛА, оставаясь принципиальным заимствованием из области пилотируемой авиации, привнесло, тем не менее, в ряде случаев специфические изменения в траекторно-энергетический баланс соответствующих транспортных систем (ТС). БЛА легкого класса, в силу своих пропорционально ограниченных энергетических возможностей, в составе ТС с повышенными требованиями к дальности полета нуждались в значительно больших энергетических возможностях СУ для достижения характерных для «большой» авиации высот и скоростей крейсерского полета. В результате возник подкласс двухступенчатых (2С) БЛА с энергобалансом, подобным аэробаллистическим ракетам. В связи с этим энергетическое совершенство ступени выведения (т.е. СУ) приобрело значимость доминирующего фактора при проектировании 2С БЛА.

По аналогии с [1 – 3] в представленной статье представлен метод критериальных оценок, адаптированный к специфической траекторной энергетике 2С БЛА и продемонстрированы некоторые его возможности на основе выборки ТТХ известных образцов [4 – 9 и др.].

1. Критериальные оценки облика 2С БЛА

Аналогично [1 – 3] критерием энергетического совершенства ТС БЛА–СУ может служить характе-

ристика полноты использования полезной энергии по отношению к затрачиваемой.

Энергетическое совершенство системы старта 2С БЛА со СУ, с учетом условий ввода в полет до момента сброса ускорителя может оцениваться на основе критерия энергетического совершенства (КЭС) следующего вида:

$$K_c = \frac{E_k + E_{\Pi}}{E_3} = \frac{\frac{m_{\text{БЛА}} V^2}{2} + m_{\text{БЛА}} g h_{\text{сбр}}}{m_{\text{СУ}} H_U}, \quad (1)$$

где E_k , E_{Π} , E_3 – энергии: кинетическая, расходуемая в процессе набора высоты и суммарная, затрачиваемая траекторного движения; $m_{\text{БЛА}}$, $m_{\text{СУ}}$ – масса БЛА и СУ; H_U – низшая теплотворная способность ракетного топлива; $h_{\text{сбр}}$ – высота сброса СУ; начальная скорость БЛА; g – ускорение свободного падения.

Функциональный облик 2С БЛА может быть определен на основе следующего набора критериев:

1.1) предельно допустимой стартовой перегрузкой: n (прочностными свойствами);

1.2) максимальным значением чисел Маха: M_{max} (воздействием волнового сопротивления);

1.3) масштабным числом Рейнольдса (уровнем воздействия вязкого сопротивления среды):

$$Re = \frac{V_{\text{max}} L_{\text{БЛА}}}{\nu}, \quad (2)$$

где $L_{\text{БЛА}}$ – характерный линейный размер ЛА; ν – коэффициент кинематической вязкости для соответствующей высоты полета.

На рис. 1 – 4 представлены критериальные оценки множества 2С БЛА наземного старта [4 – 9] в трехпараметрическом пространстве функций $K(n, M_{\max}, Re)$ с нормой (1). Для отображения сменны приоритетов в зависимости от года проектирования используются также хронологические координаты.

2. Анализ развития энергетического совершенства 2С БЛА методом норм

КЭС вида (1) позволяет отследить динамику прогресса в области 2С БЛА (рис. 1). Можно констатировать пик развития БЛА в 1990-х г.г., обусловленный достижениями в области миниатюризации авионики. В последние несколько лет заметно проявляется тенденция к замедленному появлению новых образцов 2С БЛА. Это объясняется более активным использованием военными ПУ как менее заметного средства запуска; возникшей потребностью в гражданских БЛА, которая не может быть удовлетворена внедрением 2С БЛА; а также тем фактом, что применение СУ характеризуется многократным вложением средств, и в результате накопленная стоимость запусков за пару лет может составить две стоимости ПУ.

Несмотря на прогрессирующую миниатюризацию и тот факт, что масса современного полноценного тактического БЛА не превышает 70 кг, в выборке отсутствуют легкие аппараты. Следовательно, высокая энергетика пиротехнического старта прием-

лема для тяжелых ударных БЛА (RGM-6 Regulus).

Наибольшим энергетическим совершенством среди 2С БЛА, запускаемых с помощью СУ, обладают аппараты с турбореактивными двигателями (ТРД). БЛА с поршневыми двигателями (ПД) значительно отстают по показателям и остаются прерогативой ПУ (рис. 2 – 4).

Относительно высокое время работы СУ (2,5–5 с) позволяет не только повысить энергетику 2С БЛА (CL-89, RQ-2 Pioneer), но и снизить затраты бортовых запасов горючего при достижении необходимых высотно-скоростных характеристик, и тем самым увеличить эффективность процесса транспортировки полезной нагрузки (ПН).

2С БЛА, запускаемые мощными СУ (рис. 2), требуют твердотельное бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО) в связи с высокими стартовыми перегрузками, несмотря на то, что при последующих режимах полета перегрузка не будет достигать таких значений.

Это приемлемо для рекуперлируемых разведывательных аппаратов (BQM-167 Skeeter) и в большей степени не оправдано для одноразовых мишеней, стартующих с поверхности с перегрузкой до 40 g (GQM-163 Coyote).

Значительно опережают своих конкурентов по энергетике двухступенчатые системы с двумя СУ (RGM-6 Regulus и Ту-123 Ястреб), но вместе с тем подобная схема размещения СУ, требует решения других технических проблем, например разнотяго-

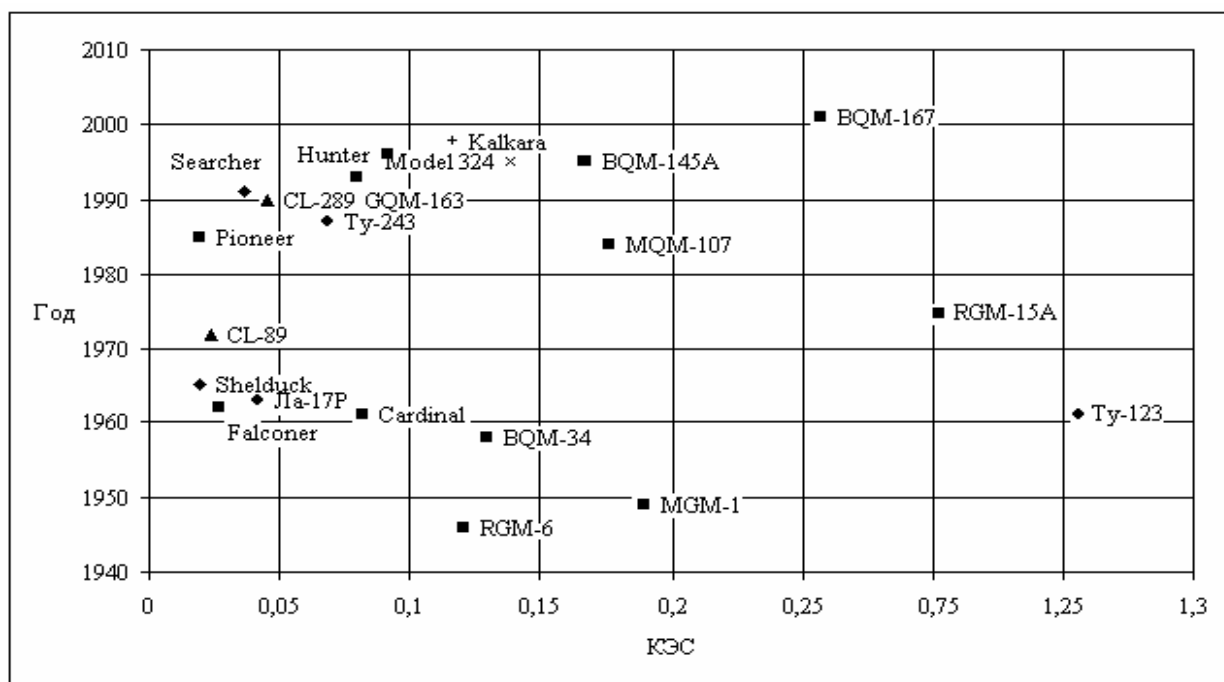


Рис. 1. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА. Разработчик: ■ – США, ♦ – Израиль, ♦ – Россия, + – Австралия, × – Египет, ▲ – Канада

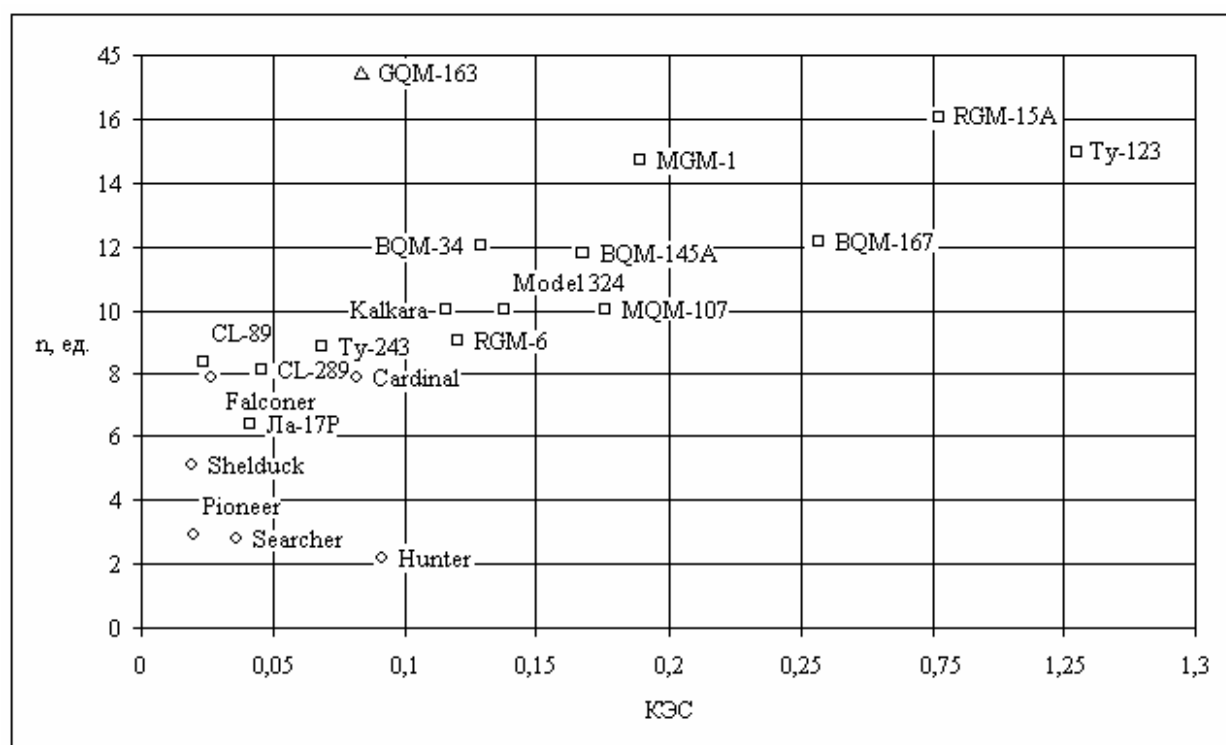


Рис. 2. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА в зависимости от стартовой перегрузки

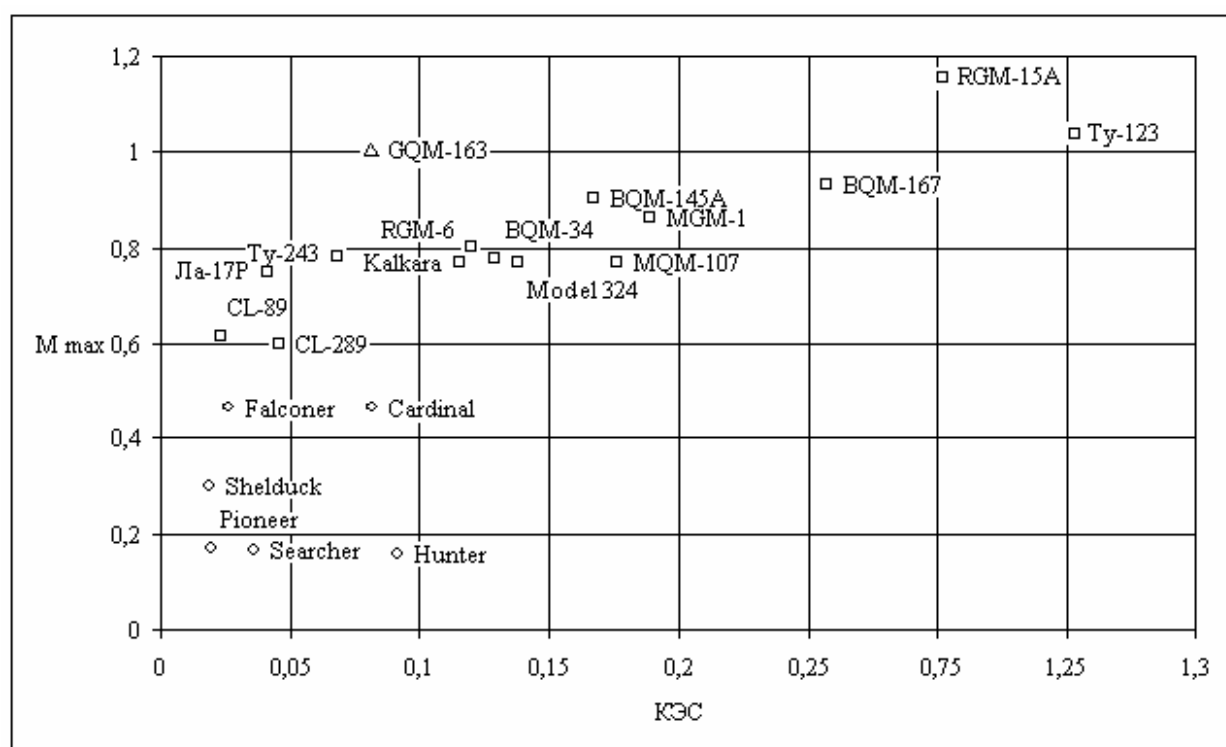


Рис. 3. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА в зависимости от максимальной скорости полета

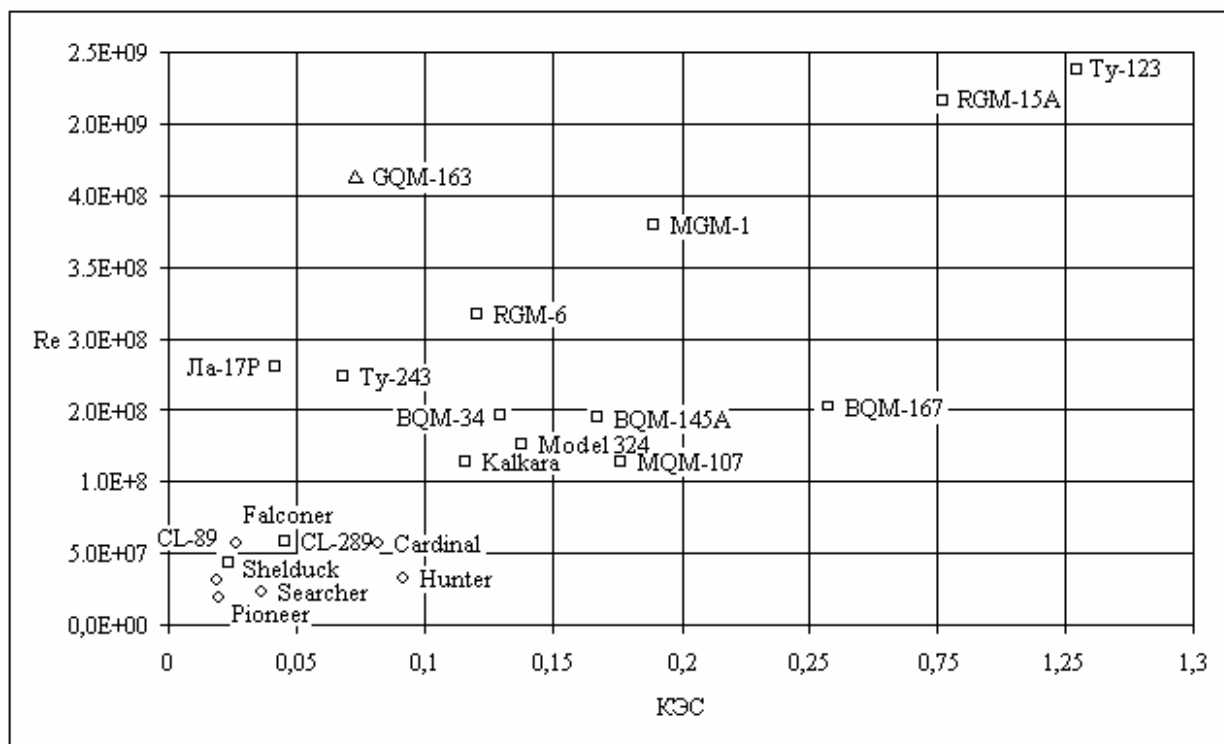


Рис. 4. Развитие энергетического совершенства 2С БЛА в зависимости от характерного числа Рейнольдса.

Тип ДУ БЛА: $\square$ – ТРД, $\diamond$ – ПД, $\triangle$ – ПВРД

Наибольшую полноту использования полезной работы при запуске БЛА с поверхности можно добиться для высокоскоростных аппаратов (рис. 3).

Максимальный скоростной режим обтекания вязким потоком двухступенчатых ТС находится в прямой зависимости от энергетических возможностей их стартовых составляющих (рис. 4). Следовательно, с увеличением линейных размеров 2С БЛА, а значит и его стартовой массы, требуется наращивать начальную кинетическую энергию за счет увеличения тяги СУ (MGM-1 Matador, Ty-123 Ястреб).

Заключение

Предложенный критерий (1) показывает, что высокое энергетическое совершенство системы БЛА-СУ при прочих равных условиях достигается у аппаратов средней массы (250 – 650 кг) с использованием мощного СУ высокого времени действия при большом угле ввода в полет.

Полученные результаты свидетельствуют о перспективности направления пиротехнического старта тяжелых БЛА. Применение СУ позволяет заполнить обширную нишу запускаемых с поверхности БЛА в широком диапазоне масс от 100 кг до 35 000 кг. Данный факт свидетельствует о большом преимуществе пиротехнического старта по сравнению с катапультным. Выбор же военных в пользу

старта с ПУ в большей степени продиктован неспособностью решить задачу скрытного пуска.

Предложенный метод применения функционального анализа на основе имеющихся критерияльных комплексов может быть расширен на класс пилотируемых ЛА, стартующих с помощью СУ с поверхности.

Возможно применение представленного анализа для качественного сравнения лицензионных вариантов, воспроизводимых в других государствах (например, американский MQM-107 Streaker и австралийская Kalkara).

Метод позволяет оценить тенденции развития обозначенного класса объектов.

В условиях высокой затратности проектирования нового образца твердотопливного СУ, метод позволяет исходя из условий геометрического подобия подбирать СУ, наилучшим образом удовлетворяющий условиям энергетического совершенства ТС в целом.

Литература

1. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 4 (30). – С. 25-30.

2. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных ракетных ЛА / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.

3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 6 (32). – С. 19-23.

4. Василин Н.Я. Беспилотные летательные аппараты / Н.Я. Василин. – Мн: ООО «Попурри», 2003. – 272 с.

5. Матусевич А.Н. Советские беспилотные самолеты-разведчики первого поколения. История. Конструкция. Вооружение. Боевое применение / А.Н. Матусевич. – М: АСТ, Мн: Харвест, 2002. – 48 с.

6. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net>.

7. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sinodefence.com>.

8. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.globalsecurity.org>.

9. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.

Поступила в редакцию 26.05.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КРИТЕРІАЛЬНІ ОЦІНКИ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ ДВОСТУПЕНЕВИХ БЕСПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

М.В. Амброжевич, А.С. Карташов, В.О. Середя, С.А. Яшин

Приведений порівняльний аналіз двохступеневих беспілотних літальних апаратів (2С БЛА) з метою систематизації великого різноманіття технічних рішень у даній сфері. Оцінка транспортної досконалості отримана на підставі загальних підходів теорії розмірності і подібностей. Проведений структурний аналіз складеної ситуації у сфері 2С БЛА, виявлені основні тенденції розвитку даного напрямку. Представлені результати дослідження у вигляді графічного матеріалу. Застосування методики уявляється доцільною для корегування ранніх стадій проектування 2С БЛА.

Ключові слова: стартовий прискорювач, беспілотний літальний апарат, транспортна система, пусковий пристрій, рушійна установка, припустиме перевантаження, метод подібностей і розмірності, критерії подібностей, енергетична досконалість.

CRITERIAL ESTIMATIONS OF POWER PERFECTION OF TWO-STAGE UNMANNED AERIAL VEHICLE

M.V. Ambrozhevitch, A.S. Kartashev, V.A. Sereda, S.A. Yashin

The comparative analysis of two-stage unmanned aerial vehicle (2S UAV) is resulted with the purpose of ordering extensive variety of technical decisions in the given sphere. The estimation of transport perfection is received on the basis of the general approaches of the theory of dimension and similarity. The structural analysis of a developed situation in sphere 2S UAV is lead, the basic tendencies of development of the given direction are revealed. Results of research as a graphic material are submitted. Application of a technique is represented expedient for updating early design stages 2S UAV.

Key words: booster, unmanned aerial vehicle, transport system, launching device, propulsion device, permissible overload, method of similarity and dimension, criteria of similarity, energy perfection.

Амброжевич Майя Владимировна – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Карташев Андрей Сергеевич – научный сотрудник кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Ankara@ukr.net.

Середя Владислав Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: m_o_s_i_n@ukr.net.

Яшин Сергей Анатольевич – заведующий отделом проектно-конструкторских работ НИИ ПФМ ХАИ, Харьков, Украина.

УДК 621.45: 533.6

Е.С. БАРЫШЕВА¹, Л.Г. БОЙКО¹, В.С. БОРИСОВ², О.Н. ДРЫНОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина²ГП “Ивченко-Прогресс”, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

С помощью метода поверочного аэродинамического расчета проведено численное исследование течения в трансзвуковой осерадиальной центробежной ступени компрессора авиационного двигателя с пространственным профилированием лопаток. Получена информация о структуре течения и суммарных характеристиках рабочего колеса и ступени в целом. Представлено сопоставление результатов расчета с опытными данными. Рассмотрено влияние изменения предварительной закрутки потока на входе в центробежный компрессор на суммарные характеристики рабочего колеса и ступени, а также приведено распределение по высоте проточной части углов натекания на рабочее колесо для различных вариантов закрутки потока.

Ключевые слова: центробежная ступень компрессора, осерадиальное рабочее колесо, суммарные характеристики, структура течения.

Введение

Высоконапорные центробежные компрессоры (ЦБК) и ступени находят все более широкое применение в современных авиационных двигателях, газотурбинных установках судового и наземного применения, нагнетателях природного газа и других объектах. Такие ступени имеют осерадиальные рабочие колеса с пространственным профилированием лопаток. Увеличение частоты вращения, повышение нагруженности ступеней приводит к появлению транс- и сверхзвуковых режимов обтекания рабочих колес и лопаточных диффузоров, что существенно усложняет структуру течения в межлопаточных каналах.

Для проведения исследования и совершенствования таких ступеней необходимы методы расчета, позволяющие учесть особенности их обтекания. В литературе достаточно много внимания уделяется расчетным и экспериментальным исследованиям трансзвуковых осерадиальных центробежных ступеней с пространственными лопатками [1 – 4].

В данной работе представлены результаты расчетного исследования течения в центробежной ступени компрессора высокого давления (КВД) авиационного двигателя, рабочее колесо которой имеет осерадиальные пространственные лопатки. Математическое моделирование течения в этом объекте осуществлено с помощью метода поверочного расчета до- и трансзвукового осесимметричного течения в центробежных компрессорах с осерадиальными пространственными лопатками [5], позволяюще-

го определять структуру течения и суммарные характеристики компрессора.

1. Исследование течения в центробежной ступени

Проточная часть исследуемой ступени представлена на рис. 1. Она состоит из рабочего колеса (РК), безлопаточного (БЛД) и лопаточного (ЛД) диффузоров и двухрядного спрямляющего аппарата (СА), размещенного наклонно в проточной части.

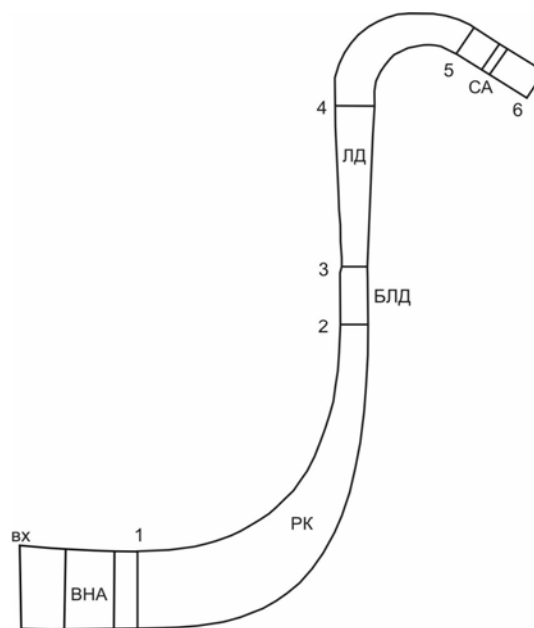


Рис. 1. Схема меридионального сечения ступени

Наличие СА в данной ступени повлекло за собой дополнение разработанного ранее алгоритма расчета и соответствующего программного комплекса *АхСВм*. Исследования выполнены при стандартных атмосферных условиях на входе $T^*=288\text{ К}$, $P^*=101325\text{ Па}$ на расчетной приведенной частоте вращения ($\bar{n}_{пр} = 1,0$).

На основе конструкторской документации проведено задание геометрии лопаточных венцов. С помощью пакета твердотельного моделирования выполнено построение РК и ЛД (рис. 2) и получена информация о необходимых для расчета геометрических параметрах лопаток.

Расчет течения в ступени выполнен в несколько

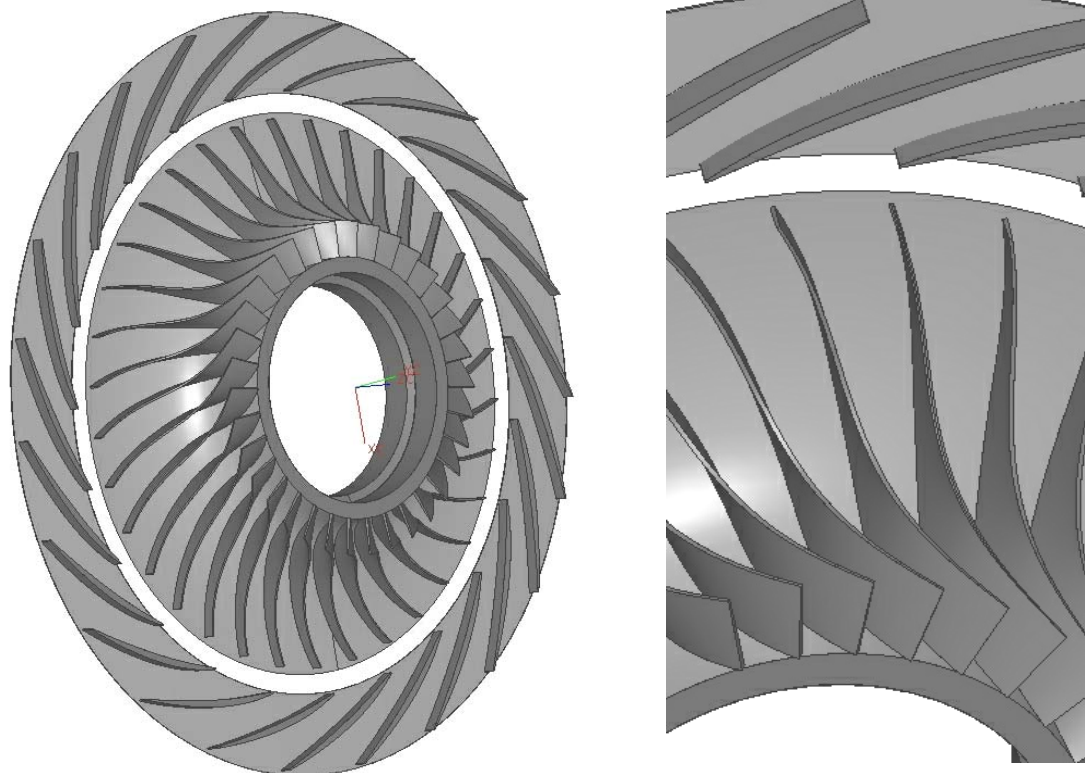


Рис. 2. Пространственная модель лопаточных венцов

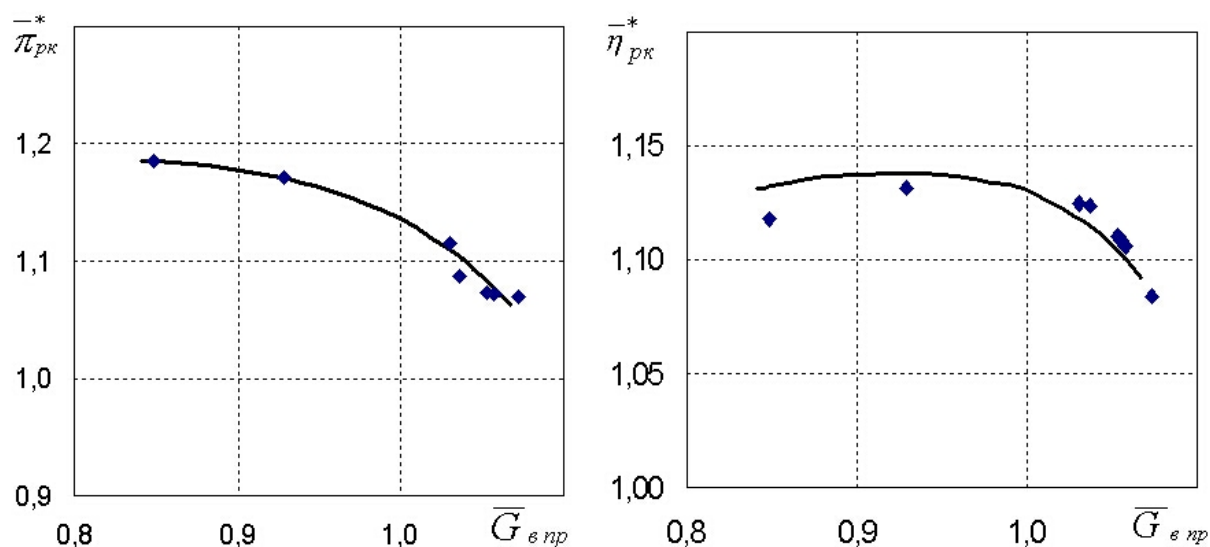


Рис. 3. Суммарная характеристика рабочего колеса

этапов. На первом этапе рассмотрено течение в рабочем колесе. На основе имеющейся геометрии проточной части и лопаточных венцов создана математическая модель газодинамических процессов в РК. На рис. 3 приведена его суммарная характеристика, полученная расчетным путем (сплошная линия), в сопоставлении с опытными данными (маркер). Здесь и ниже суммарные параметры представлены в виде зависимостей $\bar{\pi}^*$, $\bar{\eta}^*$ от $\bar{G}_{в пр}$. Значения параметров отнесены к соответствующим опытным значениям для ступени на расчетном режиме:

$$\bar{G}_{в пр} = \frac{G_{в пр}}{G_{в пр р.}}$$

$$\bar{\pi}^* = \frac{\pi^*}{\pi_{ст р.}^*};$$

$$\bar{\eta}^* = \frac{\eta^*}{\eta_{ст р.}^*}.$$

Полученное удовлетворительное согласование результатов экспериментальных и расчетных исследований позволило перейти к рассмотрению центробежной ступени в целом и к созданию ее математической модели. Суммарная характеристика исследуемой ступени приведена на рис. 4, где показано согласование результатов расчета и экспериментальных данных.

На рис. 5 представлены изолинии чисел Маха в проточной части на расчетном режиме. Отсутствие сгущений изолиний на входе в ступень свидетельствует о безударном входе потока на лопатки РК. В относительном движении скорость потока в рабочем колесе существенно снижается, однако на выходе из него осредненное по окружности число Маха потока в абсолютном движении достигает $M_v=0,94$, что может свидетельствовать о наличии сверхзвуковых зон вблизи выходной кромки рабочего колеса. Далее снижение скорости продолжается в безлопаточном и лопаточном диффузорах. В поворотном канале число Маха достигает значения $M_v=0,19$. На выходе из спрямляющего аппарата обеспечивается раскрутка потока до осевого направления перед входом в камеру сгорания.

На рис. 6, а приведены распределения углов натекания по высоте проточной части на лопатки РК и ЛД. На середине высоты лопатки рабочего колеса и лопаточного диффузора углы натекания составляют соответственно 1 град и 2,8 град. Одним из важных параметров, характеризующих течение в РК, является относительное число Маха на входе M_{w1} . Его осредненное в окружном направлении значение на периферии РК достигает $M_{w1}=0,86$ (рис. 6, б). На этом же рисунке представлены распределения чисел Маха по высоте проточной части на выходе из РК M_{w2} , M_{v2} и входе в ЛД M_{v3} . Следует отметить доста-

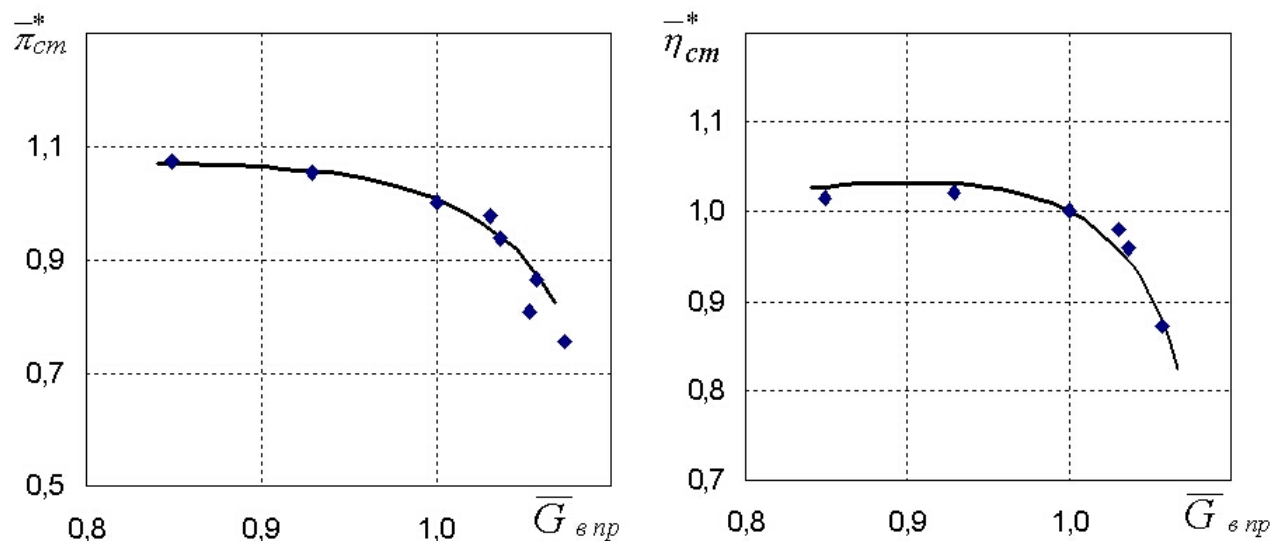


Рис. 4. Суммарная характеристика центробежной ступени

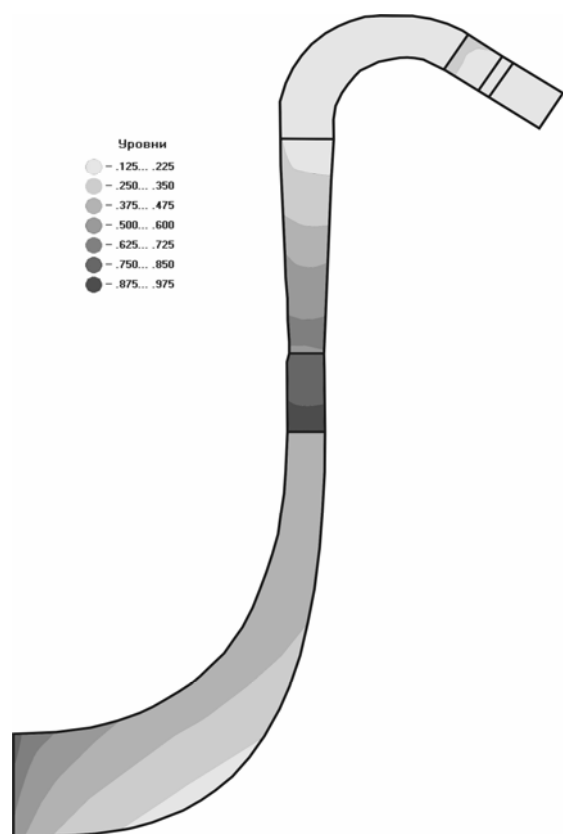


Рис. 5. Изолинии чисел Маха исследуемой ступени на расчетном режиме

точно равномерное распределение чисел Маха на входе в лопаточный диффузор.

2. Исследование влияния закрутки потока на входе в ступень

Далее рассмотрено влияние предварительной закрутки потока на входе в ступень.

В процессе эксперимента с целью моделирования влияния впереди стоящей группы осевых ступеней на структуру течения в центробежной ступени с помощью поворотного входного направляющего аппарата (ВНА) (рис. 1) проведено изменение закрутки потока на входе в рабочее колесо. Угол установки ВНА по сравнению с исходным (вариант 1) увеличен на 5 град (вариант 2). Схема изменения закрутки потока на входе в ступень представлена на рис. 7. На рис. 8 показано сопоставление суммарных характеристик РК, полученных опытным и расчетным путем. Уменьшение закрутки на входе приводит к увеличению угла натекания на лопатки РК (рис. 9) и смещению характеристики в сторону больших напоров. Распределение углов натекания по высоте проточной части при $\bar{n}_{пр} = 1,0$ на режимах $\bar{G}_{пр} = 1,0$ и $\bar{G}_{пр} = 0,88$ представлены на рис. 8, а и 8, б соответственно.

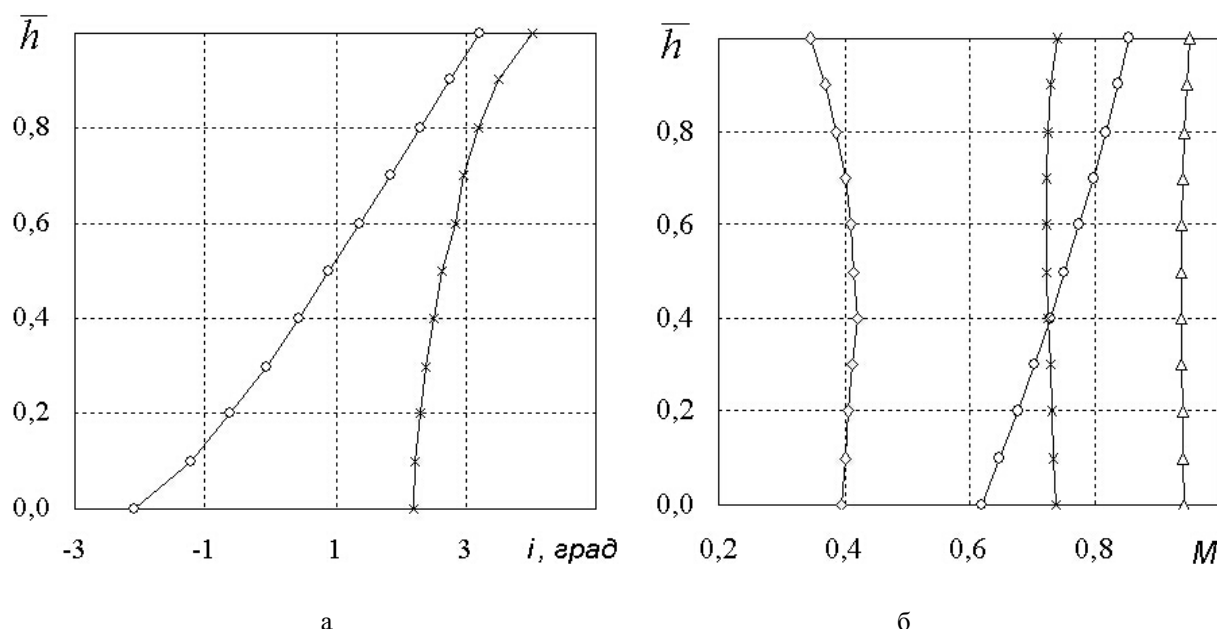


Рис. 6. Распределения углов натекания (а) и чисел Маха (б) на расчетном режиме:

- — на входе в РК M_{w1} ,
- × — на входе в ЛД M_{v3} ,
- △ — на выходе из РК в абсолютном движении M_{v2} ,
- ◇ — на выходе из РК в относительном движении M_{w2}

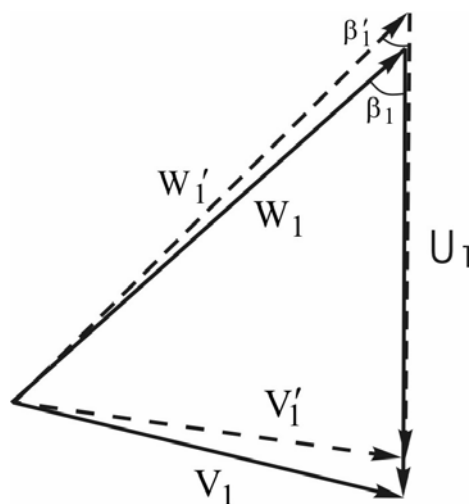


Рис. 7. Треугольники скоростей на входе в РК на среднем радиусе:

— — вариант 1,
 - - - - - вариант 2

Суммарная характеристика центробежной ступени в целом при изменении предварительной закрутки потока на входе в нее представлена на рис. 10.

Заключение

С помощью разработанного метода поверочного аэродинамического расчета и соответствующего программного комплекса *AxCBm* проведены численные исследования структуры течения и суммарных характеристик рабочего колеса и ступени центробежного компрессора в целом. Получено удовлетворительное сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными.

С помощью поворотного ВНА проведено моделирование влияния впереди стоящей группы осевых ступеней на течение в центробежной ступени. Показано, что уменьшение закрутки на входе в ступень приводит к увеличению нагрузки на лопатки РК, росту угла натекания и смещению характеристики в сторону больших напоров. Полученные результаты расчета подтверждены сопоставлением с опытными данными.

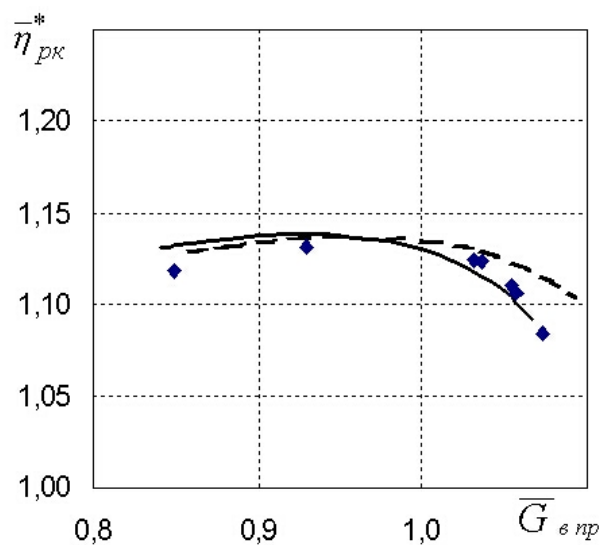
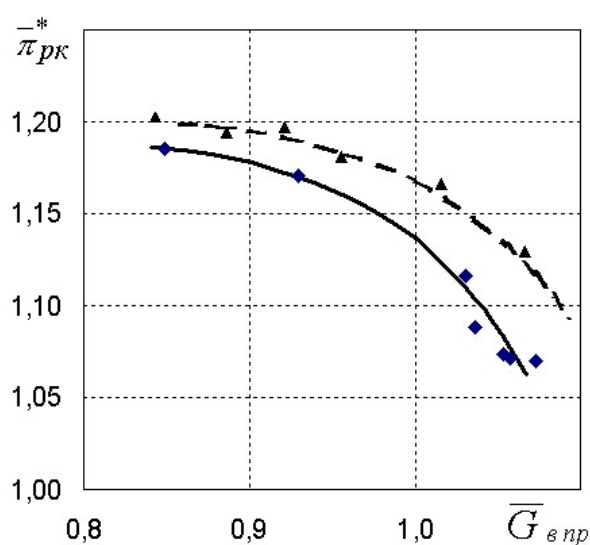


Рис. 8. Влияние закрутки потока на входе на характеристику РК:

◆ — эксперимент (вариант 1),
 — — расчет (вариант 1),
 ▲ — эксперимент (вариант 2),
 - - - - - расчет (вариант 2)

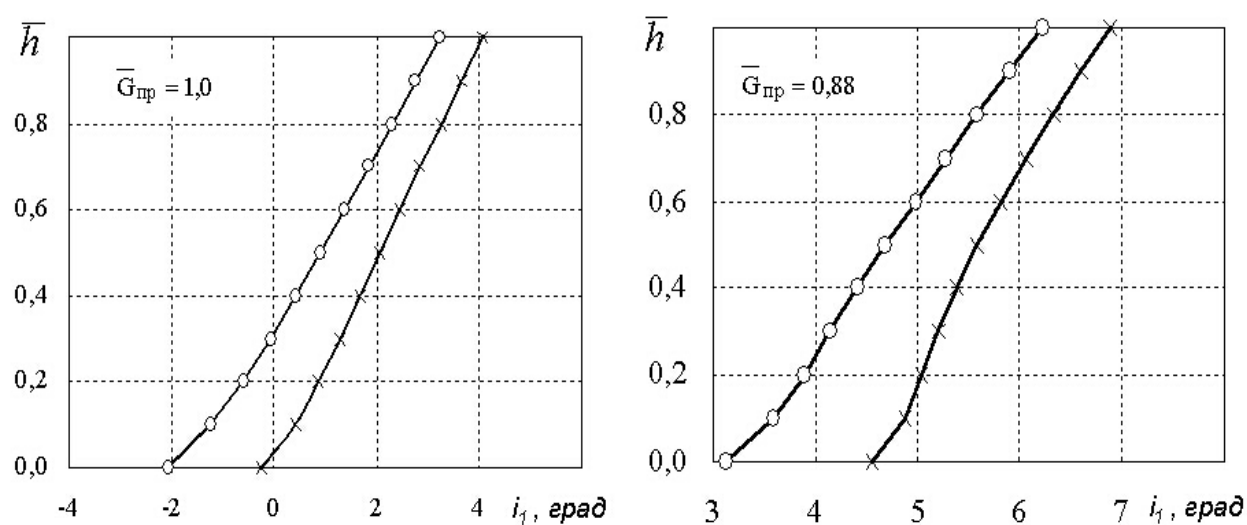


Рис. 9. Распределения углов натекания на РК при $\bar{p}_{пр} = 1,0$:

—○— — расчет (вариант 1),
—×— — расчет (вариант 2)

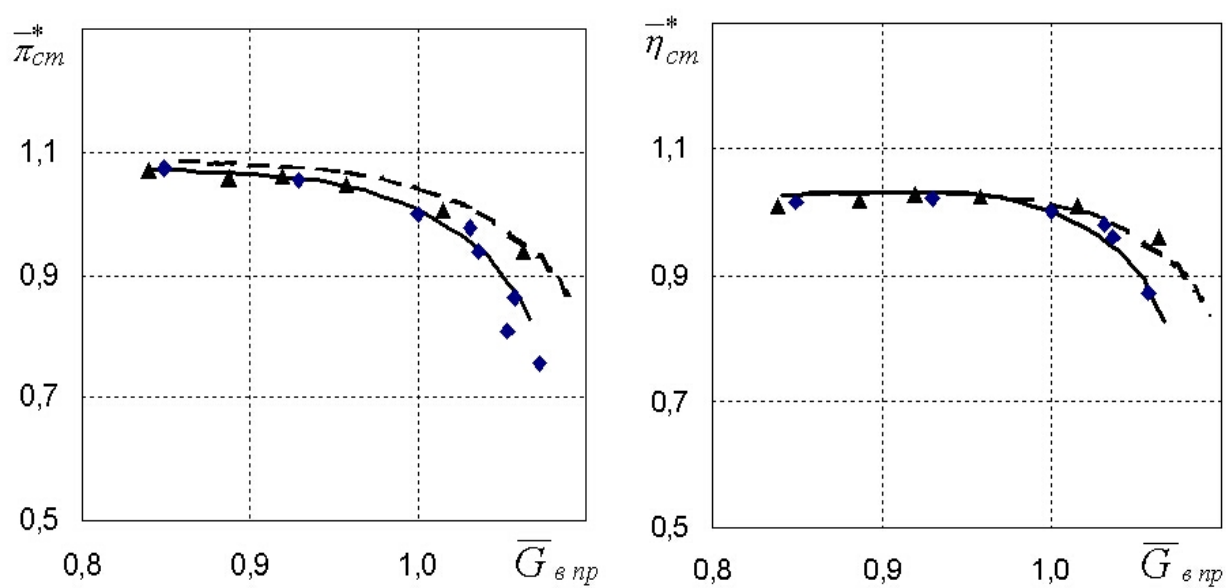


Рис. 10. Влияние закрутки потока на входе на характеристику ступени:

◆ — эксперимент (вариант 1),
— — расчет (вариант 1),
▲ — эксперимент (вариант 2),
--- — расчет (вариант 2)

Литература

1. Krain H. Improved High Pressure Ratio Centrifugal Compressor / H. Krain, B. Hoffmann, K.-H. Rohne, G. Eisenlohr, F.-A. Richter // *Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air*. – (May 14-17, 2007). – Montreal, Canada. (GT2007-27100). – 9 p.
2. Marconcini M. Numerical Investigation of a Transonic Centrifugal Compressor / M. Marconcini, F. Rubellini, A. Arnone, S. Ibaraki // *Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air*. – (May 8-11, 2006). – Barcelona, Spain. (GT2006-90098). – 8 p.
3. Skoch G.J. Laser Anemometer Measurements of the Flow Field in a 4:1 Pressure Ratio Centrifugal Impeller / G.J. Skoch, P.S. Prahst, M.P. Wernet, J.R. Wood, A.J. Strazisar // NASA TM-107541). – 12 p.
4. Милешин В.И. Метод проектирования и доводки осевых и центробежных компрессоров на основе расчета 3D вязкого течения в рамках уравнений Навье-Стокса и решения обратных задач газовой динамики в квазитрехмерной постановке / В.И. Милешин, И.К. Орехов, А.Н. Старцев // *Научный вклад в создание авиационных двигателей. В 2-х кн. Кн.2.* / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. — М.: Машиностроение, 2000. — С.144-159.
5. Барышева Е.С. Метод расчета течения в центробежных компрессорах с осерадиальными пространственными лопатками / Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 1(37). – С. 45-51.

Поступила в редакцию 21.04.2008.

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ СТРУКТУРИ ТЕЧІЇ У ВІДЦЕНТРОВОМУ СТУПЕНІ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

О.С. Барышева, Л.Г. Бойко, В.С. Борисов, О.Н. Дринов

За допомогою методу перевірного аеродинамічного розрахунку проведено чисельне дослідження течії у трансзвуковому вісьорадіальному відцентровому ступені компресора авіаційного двигуна з просторовим профілюванням лопаток. Отримана інформація щодо структури течії та сумарних характеристик робочого колеса та ступеня в цілому. Представлено зіставлення результатів розрахунків з дослідними даними. Розглянуто вплив зміни попередньої закрутки течії на вході в відцентровий компресор на сумарні характеристики робочого колеса та ступеня, також наведено розподіл по висоті проточної частини кутів натікання на робоче колесо для різних варіантів закрутки течії.

Ключові слова: відцентровий ступень компресора, вісьорадіальне робоче колесо, сумарні характеристики, структура течії.

THE INVESTIGATION OF THE FLOW STRUCTURE IN THE CENTRIFUGAL STAGE OF THE AIRCRAFT ENGINE COMPRESSOR

E.S. Barysheva, L.G. Boyko, V.S. Borisov, O.N. Drynov

By the verifying aerodynamic calculation method flow numeral research in the aircraft engine compressor transonic axial-radial centrifugal stage with spatial shaping blade is conducted. Information about flow structure and summary performances of the impeller and the stage as a whole is received. The comparison between calculation and experimental data is presented. Influence of the centrifugal compressor entrance flow preliminary twist change on summary performances of the impeller and the stage is considered and also the incidence angle setting height distribution on the impeller for different variants twist flow is resulted.

Key words: compressor centrifugal stage, axial-radial impeller, summary performances, flow structure.

Барышева Елена Серафимовна – научн. сотр. кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sesmail@mail.ru.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, проф., зав. кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Борисов Вячеслав Сергеевич – ведущий конструктор ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина, e-mail: vk2@ivchenko-progress.com.

Дринов Олег Николаевич – ведущий конструктор ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина, e-mail: vk2@ivchenko-progress.com.

УДК 621.455-192

Т.Н. ЖУКОВА-БОЙКО, С.Ю. НЕСТЕРЕНКО, А.И. ОРАНСКИЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ОСНОВЫ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МЕТОДИКИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РЕСУРСА ГАЗОРАЗРЯДНЫХ ПОЛЫХ ВЫСОКОЭМИССИОННЫХ КАТОДОВ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Представлены основы расчетно-экспериментальной методики, позволяющей рассчитывать изменения во времени основных локальных и эксплуатационных характеристик газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов (ГПВК) электрореактивных двигателей и прогнозировать их ресурс в стационарном режиме работы. Модель эрозии, входящая в состав комплексной математической модели и основанная на теории термостимулированного катодного распыления, обеспечивает необходимую точность прогнозирования ресурса ГПВК при условии экспериментальной калибровки ее параметров. Описываются эксперименты, требуемые для калибровки модели эрозии. Полуэмпирическая методика прогноза ресурса апробирована при оценке ресурсных характеристик катода КЭ-50Д. Продемонстрировано хорошее совпадение экспериментальных и прогнозируемых результатов.

Ключевые слова: электрореактивные двигатели, газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды, полуэмпирическая методика прогноза ресурса.

Введение

С каждым годом неуклонно расширяется круг задач, выполняемых с помощью электрореактивных двигателей (ЭРД). Если сейчас основной областью применения ЭРД является решение разнообразных задач коррекции околоземных орбит космических аппаратов (КА), то уже в ближайшем будущем планируется использовать ЭРД для решения различных маршевых задач (особенно двигателей больших мощностей), а также в системах успокоения, ориентации и стабилизации космических объектов. Увеличивается время активной работы КА, а вместе с ним и необходимое время работы ЭРД, измеряемое тысячами и десятками тысяч часов. Одновременно с непрерывным возрастанием сложности и ответственности задач, решаемых ЭРД, растут требования к их основным параметрам, среди которых на первый план выдвигаются высокие требования к ресурсу ~1000...10000 час. и надежности (вероятности безотказной работы) ~0,999 с коэффициентом достоверности 0,9 – 0,95. Поэтому в настоящее время возникает множество не только еще не решенных вопросов, но даже толком не сформулированных постановок научных проблем. Среди важнейших проблем теории и практики электрореактивного двигателестроения стоит проблема надежности. Одним из основных узлов, определяющих ресурс и надежность большинства современных ЭРД, являются их катоды. Поскольку резервирование катодов в большинстве случаев невозможно из-за ряда при-

чин, то отказ катода неизбежно приводит к отказу двигателя. Следовательно, проблема ресурса и надежности катодов ЭРД также актуальна.

1. Анализ исследований и публикаций по методам прогнозирования ресурса катодов ЭРД. Постановка задачи

Применение в современных ЭРД газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов (ГПВК) [1] дало возможность их разработчикам практически снять проблему достижения требуемого ресурса катодов, что подтверждается экспериментами [2, 3]. Однако остается проблемой создание эффективных и недорогих методов прогнозирования и подтверждения заданного ресурса и надежности ГПВК.

Сейчас в мире нет ни одного катода ЭРД, ресурс которого был бы подтвержден по всем правилам теории надежности. Классический статистический способ определения ресурса и надежности трудно реализуем на практике вследствие высокой стоимости и больших затрат времени на проведение подтверждающих испытаний. Поэтому возникает необходимость поиска возможности определения ресурсных характеристик и показателей надежности при ограниченном объеме испытаний.

До настоящего времени единственный путь подтверждения ресурса катодов, который нашел применение в практике ЭРД-строения стран Западной Европы (Франции, Германии, Великобритании), России и США заключается в следующем. Обычно

фирма-изготовитель предъявляет заказчику результаты сертификационных испытаний, которые включают в себя единичные демонстрационные длительные (примерно вдвое превышающие ресурс) испытания [2, 3], которые дают некоторую “психологическую” уверенность в достижимости необходимого ресурса, но все-таки не дают достаточной информации о надежности катодов. Гарантии, которые дает фирма-изготовитель, основаны, вероятно, на предварительном объеме испытаний, проведенных при разработке катодов.

Уже давно разработаны основы теории и способы ускоренных испытаний изделий на надежность [4]. Наиболее подходящими для подтверждения и прогнозирования ресурса ГПВК, на наш взгляд, являются форсированные испытания (ФИ) [5] и укороченные испытания (УКИ) в номинальном режиме с последующим прогнозом [6]. При форсировании режима приходится решать непростую задачу определения коэффициента ускорения. Ее решение значительно упрощается, если разработана математическая модель процесса деградации ресурсоопределяющего элемента [5]. Еще более высокий уровень разработки, полнота и точность описания рабочих процессов ГПВК требуются от математической модели и методики расчета, используемых для прогнозирования ресурса и надежности катода на основе его испытаний в номинальном режиме [6].

Кроме методик ускоренных испытаний в теории надежности существуют расчетные методы. Для создания расчетной методики прогнозирования ресурса ГПВК необходима полная и точная математическая модель, которая описывала бы изменение во времени базовых параметров деградации ГПВК. Этим требованиям в наибольшей мере отвечает разработанная ранее авторами данной статьи А.И. Оранским и С.Ю. Нестеренко комплексная математическая модель (КММ) ГПВК [7 – 10], отличающаяся полнотой и оригинальностью описания рабочих режимов, ответственных за эмиссионную способность и эрозионную стойкость ГПВК. Однако в состав этой КММ входит модель эрозии, основанная на теории термостимулированного катодного распыления (ТСКР) [9, 10] и содержащая два параметра, аналитическое определение которых с необходимой для решения задач прогнозирования ресурса точностью, в настоящее время не представляется возможным.

Исходя из выше изложенного, главной задачей данной работы является создание основ расчетно-экспериментальной методики прогнозирования ресурса ГПВК на базе указанной КММ. Поэтому одной из задач работы является определение требований к характеру и минимальному объему экспериментов, необходимых для калибровки параметров

модели эрозии и обеспечивающих необходимую точность.

2. Решение задачи

2.1. Краткое описание КММ ГПВК

В основу создания расчетно-экспериментальной методики прогнозирования ресурса ГПВК нами положена КММ [7 – 10], которая включает в себя пространственно-кинетическую модель процессов, учитывающую динамику компонент плазмы в полости, характеристики спектра электронов, динамику активатора, распределение в лэнгмюровском слое, энергообмен между поверхностью и объемом, процессы во внешнем столбе; модель работы пленочного термоэмиттера; модель эрозии, основанную на теории ТСКР (рис. 1).

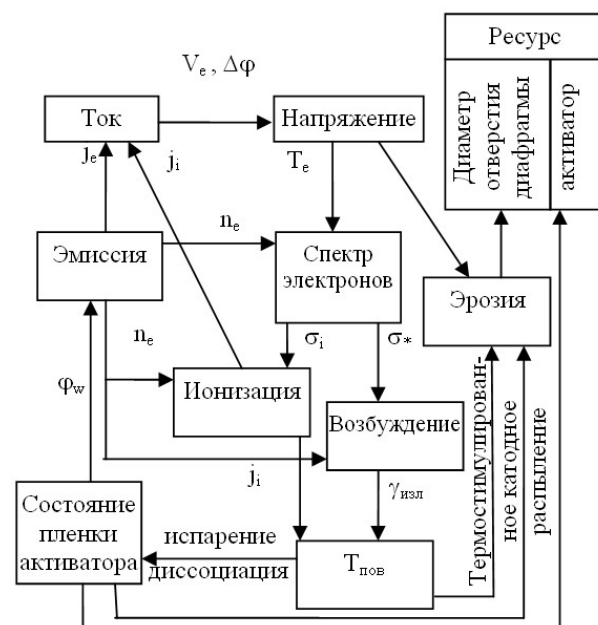


Рис. 1. Структура КММ ГПВК:

V_e – скорость электронов;
 $\Delta\phi$ – изменение потенциала в полости;
 j_e – плотность тока электронов;
 j_i – плотность тока ионов;
 n_e – концентрация электронов;
 T_e – температура электронов;
 T – температура поверхности;
 Φ_w – работа выхода;
 σ_i – сечение ионизации;
 σ_* – сечение возбуждения;
 $\gamma_{изл}$ – облучение поверхности

Учитывался сложный нелинейный характер взаимовлияющих объемных и поверхностных процессов. Выражения для поверхностной рекомбинации ионов, обратного тока электронов на эмиттер, эмиссии использовались как граничные условия для уравнений динамики плазмы. Также в граничных

Скорость эрозии как скорость изменения радиуса отверстия диафрагмы ГПВК R_0 (рис. 2) может быть определена так:

$$\frac{dR_0}{dt} = P(\varepsilon_i, T) \frac{j_i}{e} \left(\frac{m_a}{\rho_M} \right)^{1/3}, \quad (12)$$

где ρ_M – массовая плотность материала диафрагмы;

m_a – масса атома материала диафрагмы.

Зависимость $P(\varepsilon_i, T)$ достаточно чувствительна к фактической величине показателя экспоненты в (7). Поэтому любой аналитический метод определения величин ε_m и β не обеспечивает требуемой точности расчета ресурса – в каждом конкретном случае зависимость (7) должна калиброваться по результатам экспериментов.

2.2. Эксперименты, необходимые для калибровки математической модели эрозии ГПВК

Поскольку идет речь об экспериментальном определении сразу двух величин, при других – известных из расчетов, применение (7) возможно при наличии, как минимум, трех измерений размеров следующим образом:

1. Измерение радиуса R_{00} отверстия в момент t_0 после этапа приработки катода и расчет с использованием модели всех параметров для такого радиуса, включая величины $\varepsilon_{i0} = \varepsilon_{i0}(\dots, R_{00})$, $T_0 = T_0(\dots, R_{00})$.

2. Измерение радиуса R_{01} отверстия в момент $t_1 = t_0 + \Delta t$ и расчет с использованием модели всех параметров для такого радиуса, включая величины $\varepsilon_{i1} = \varepsilon_{i1}(\dots, R_{01})$, $T_1 = T_1(\dots, R_{01})$.

3. Измерение радиуса R_{02} отверстия в момент $t_2 = t_0 + 2\Delta t$ и расчет с использованием модели всех параметров для такого радиуса, включая величины $\varepsilon_{i2} = \varepsilon_{i2}(\dots, R_{02})$, $T_2 = T_2(\dots, R_{02})$.

4. С использованием (12) и конкретного предположения об изменении коэффициента распыления во времени – расчет коэффициентов распыления P_0 и P_1 в соответствующие моменты времени.

5. С использованием системы:

$$\begin{cases} P_0 = P(\varepsilon_{i0}, T_0), \\ P_1 = P(\varepsilon_{i1}, T_1) \end{cases} \quad (13)$$

расчет величин ε_m и β .

6. Используя найденные величины ε_m и β – расчет изменения характеристик катода во времени и прогнозирование ресурса.

Например, если допустить экспоненциальный закон изменения P во времени:

$$P(t) = P_0 \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{t-t_0}{\Delta t}}, \quad (14)$$

величины P_0 и P_1 можно найти так:

$$\begin{aligned} R_1 - R_0 &= \frac{j_i}{e} \left(\frac{m_a}{\rho_M} \right)^{1/3} P_0 \int_{t_0}^{t_1} e^{\frac{t-t_0}{\Delta t} \ln \frac{P_1}{P_0}} dt = \\ &= \frac{j_i}{e} \left(\frac{m_a}{\rho_M} \right)^{1/3} P_0 \frac{\Delta t}{\ln \frac{P_1}{P_0}} \left(\frac{P_1}{P_0} - 1 \right), \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} R_2 - R_1 &= \frac{j_i}{e} \left(\frac{m_a}{\rho_M} \right)^{1/3} P_0 \int_{t_1}^{t_2} e^{\frac{t-t_0}{\Delta t} \ln \frac{P_1}{P_0}} dt = \\ &= \frac{j_i}{e} \left(\frac{m_a}{\rho_M} \right)^{1/3} P_1 \frac{\Delta t}{\ln \frac{P_1}{P_0}} \left(\frac{P_1}{P_0} - 1 \right), \end{aligned} \quad (16)$$

откуда можно получить:

$$\begin{aligned} P_0 &= \frac{e}{j_i \Delta t} \left(\frac{\rho_M}{m_a} \right)^{1/3} \frac{(R_1 - R_0)^2}{R_2 + R_0 - 2R_1} \times \\ &\times \ln \frac{R_2 - R_1}{R_1 - R_0}, \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} P_0 &= \frac{e}{j_i \Delta t} \left(\frac{\rho_M}{m_a} \right)^{1/3} \frac{(R_1 - R_0)(R_2 - R_0)}{R_2 + R_0 - 2R_1} \times \\ &\times \ln \frac{R_2 - R_1}{R_1 - R_0}. \end{aligned} \quad (18)$$

Как видно из (17, 18) промежуток времени Δt должен быть достаточным, чтобы ощутимым было не только изменение радиуса отверстия диафрагмы, но и изменение темпа изменения радиуса отверстия.

Более высокая точность прогноза ресурса достигается в случае проведения упомянутых выше вычислений на основе еще трех измерений радиуса отверстия диафрагмы катода – при временах работы, близких к «предотказным» (при которых начинается резкое изменение во времени всех характеристик).

Таким образом, необходимы эксперименты с как минимум шестью катодами:

– 1...3 – с начальным номинальным размером отверстия, которые испытываются на протяжении трех разных промежутков времени (но все – больше, чем время приработки);

– 4...6 – то же самое, но с начальным размером, близким к «предотказному».

2.3. Апробация разработанной расчетно-экспериментальной методики при оценке ресурса ГПВК КЭ-50Д

Математическая модель, описанная в п. 2.1, была прокалибрована по экспериментальным

данным работ [11, 12]. Разработанная расчетно-экспериментальная методика использовалась для оценки ресурса катода-компенсатора СПД КЭ-50Д. Этот катод создан в ОКБ «Факел» на базе лабораторной модели ГПВК КМ-290, разработанной в ХАИ. На рис. 2 представлена расчетная схема рабочей полости ГПВК КЭ-50Д [12].

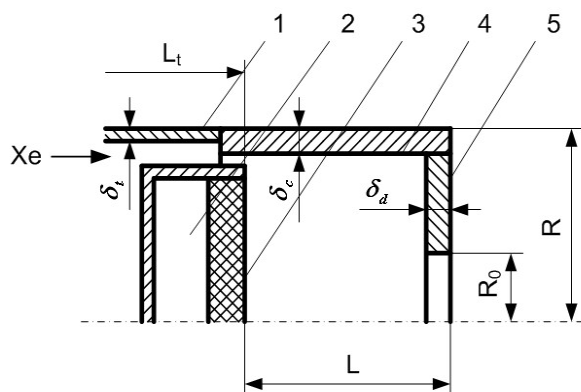


Рис. 2. Схема рабочей полости ГПВК КЭ-50Д:

- 1 – газоподводящая трубка;
- 2, 3 – камерный термокатод (2 – камера с активатором, 3 – вольфрамовая вставка со сквозной пористостью – термоэммиттер);
- 4 – боковая поверхность рабочей полости;
- 5 – диафрагма катода.

В данном ГПВК в камерном термокатоде 2, 3 (рис. 2) может быть запасена масса активатора, в несколько раз превышающая необходимую для обеспечения заданного ресурса – 10000 час. при токе разряда $I_p=50$ А и расходе ксенона $\dot{m}=0,8$ мг/с. Следовательно базовым параметром деградации этого катода является скорость изменения площади минимального сечения (радиуса R_0) выходного отверстия диафрагмы в результате эрозии.

Примем, что отказ (некоторое предельное состояние) данного ГПВК наступает в момент времени t_* , когда наступает переход напряжения разряда $U(t)$ от плавного изменения к резкому скачку.

Тогда из рис. 3 видно, что прогнозируемый ресурс ГПВК КЭ-50Д при расходе ксенона $\dot{m}=0,7$ мг/с составляет для $I_p=70$ А $t_{*1}=5200$ час.; для $I_p=60$ А $t_{*2}=8400$ час.; $I_p=50$ А $t_{*3}=14600$ час.; $I_p=40$ А $t_{*4}>20000$ час.

Результаты расчета изменения напряжения разряда от времени $U(t)$ показаны на рис. 3, а радиуса отверстия $R_0(t)$ на рис. 4 и 5. Экспериментальная зависимость (1) $R_0(t)$ на рис. 5 получена в результате испытаний ГПВК КЭ-50Д длительностью 1970 час. [12]. Видно, что экспериментальные (1) и расчетные (2) зависимости (рис. 5) достаточно хорошо совпадают.

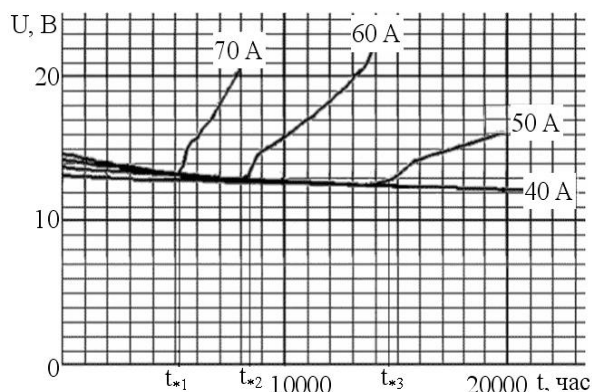


Рис. 3. Прогноз изменения напряжения разряда при $\dot{m}=0,7$ мг/с: t_{*1} , t_{*2} , t_{*3} – ресурс

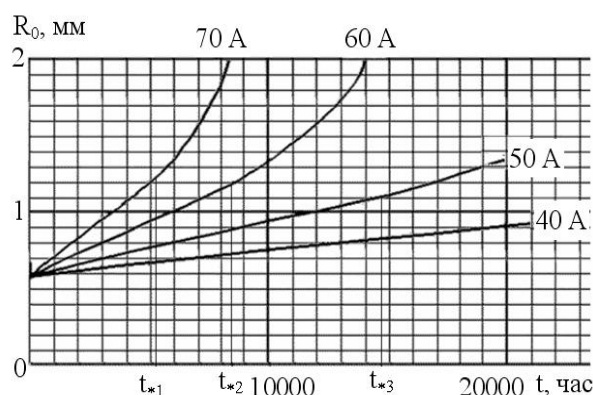


Рис. 4. Прогноз изменения радиуса отверстия диафрагмы катода при $\dot{m}=0,7$ мг/с: t_{*1} , t_{*2} , t_{*3} – ресурс

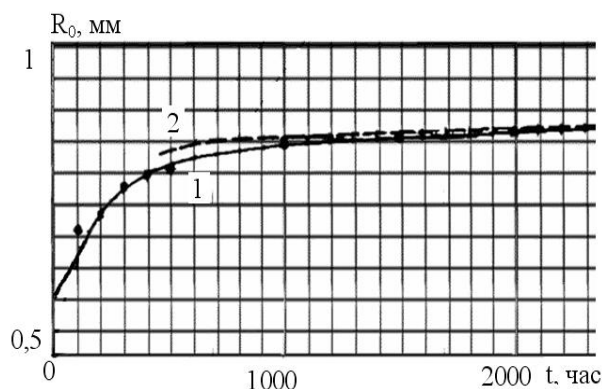


Рис. 5. Экспериментальные (1) и прогнозируемые (2) изменения радиуса отверстия диафрагмы катода КЭ-50Д при $\dot{m}=0,8$ мг/с, $I_p=50$ А

2.4. Основные результаты и перспективы дальнейших разработок

Таким образом, разработанная КММ в сочетании с предложенными калибровочными экспериментами составляют основы расчетно-эксперимен-

тальной методики прогнозирования ресурса ГПВК, которая позволяет:

- прогнозировать ресурс катодов данного типа;
- осуществлять ресурсное проектирование ГПВК путем оптимизации их режимов работы, конструктивных и технологических параметров по критерию требуемого ресурса;
- рассчитывать изменения основных рабочих характеристик катодов во времени;
- создавать методики форсированных и укороченных ресурсных испытаний ГПВК.

Для получения из описанной выше модели рабочих процессов ГПВК статистических данных и определения параметров надежности катода ее необходимо доработать с применением аппарата имитационных моделей функционирования (ИМФ) [13]. Созданная в результате таких доработок ИМФ ГПВК позволит провести численные машинные исследования многократной имитации работы катодов с учетом вероятности отказов тех или других элементов ГПВК. По мере накопления данных в ходе отработки имитационная модель может уточняться дополняться или дорабатываться, давая необходимый объем статистических данных за относительно короткое время.

Выводы

1. В работе созданы основы расчетно-экспериментальной методики прогнозирования ресурса ГПВК на базе КММ, описывающей основные рабочие процессы катодов данного типа, и калибровочных экспериментов, обеспечивающих необходимую точность прогноза.

2. Методика апробирована при проектировании и прогнозировании ресурса катода-компенсатора КЭ-50Д. Установлено хорошее качественное и удовлетворительное количественное совпадение расчетных и экспериментальных значений ресурса и других характеристик катода.

3. Перспективой дальнейшего развития данного направления работ следует считать создание на базе представленной КММ ИМФ ГПВК, которая позволит получать необходимый объем статистических данных для расчета параметров надежности катодов данного типа.

Литература

1. Оранский А.И. Перспективные катоды электрореактивных двигателей / А.И. Оранский // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. праць*. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т “Харк. авіац. ін-т”, 2002. – Вип. 31. *Двигуни та енергоустановки*. – С. 257-259.
2. Timothy R. Sarver-Verhey. 28000 hour Xenon

Hollow Cathode Life Test Results / Timothy R. Sarver-Verhey // *Proc. of the 25th International Electric Propulsion Conf.* – Cleveland, Ohio, August 24 – 28, 1997. – IEPC 1997 – 168. – 8 p.

3. Anita Sengupta. Destructive Physical Analysis of Hollow Cathodes from the Deep Space 1 Flight Spare Ion Engine 30000 Hr Life Test / Anita Sengupta // *Proc. of the 29th International Electric Propulsion Conf.* – Princeton University, October 31 – November 4, 2005. – IEPC 2005 – 026. – 17 p.

4. Пешес Л.Я. Основы теории ускоренных испытаний на надежность / Л.Я. Пешес, М.Д. Степанова. – Мн.: Наука и техника, 1972. – 162 с.

5. Жукова-Бойко Т.Н. Основы создания методики определения параметров надежности газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов на базе форсированных испытаний / Т.Н. Жукова-Бойко, А.И. Оранский, А.А. Титов // *Вісті Академії Інженерних Наук України. Спец. випуск: Машинобудування та прогресивні технології*. – 2007. – №3(33). – С. 44-51.

6. Жукова-Бойко Т.Н. Пути сокращения объема испытаний ГПВК на надежность в номинальном рабочем режиме / Т.Н. Жукова-Бойко, А.И. Оранский, А.А. Титов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – №7(43). – С. 111-115.

7. Оранский А.И. Пространственно-кинетическая диффузионная модель процессов в газоразрядных полых высокоэмиссионных катодах // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. Гос. аэрокосм. университета им. Н.Е.Жуковского “ХАИ”*. – Х.: “ХАИ”, 1998. – Вып. 7. – С. 114-117.

8. Белан Н.В. Методика и результаты расчета функции распределения электронов по энергии в полости камерного активированного диафрагмированного полого катода / Н.В. Белан, С.Ю. Нестеренко, А.И. Оранский // *Авиационно-космическая техника и технология: труды Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е.Жуковского за 1994 г.* – Х.: ХАИ, 1995. – С. 184-192.

9. Nesterenko S.Yu. Complex mathematical model and calculation method for high emission gas discharge hollow cathodes / S.Yu. Nesterenko, A.I. Oranskiy // *Problems of Atomic Science and Technology. Series: Plasma Physics* (11). – Kharkov. – 2005. – № 2. – P. 88-90.

10. Nesterenko S.Yu. Mathematical Model and Calculation Method for Hollow Cathodes Lifetime Forecast / S.Yu. Nesterenko, A.I. Oranskiy // *Proc. of the 30th International Electric Propulsion Conf.* – Florence, Italy, 2007. – IEPC 2007 – 44. – 4 p.

11. Оранский А.И. Особенности отказов диафрагмированных полых высокоэмиссионных катодов / А.И. Оранский // *Авиационно-космическая техника и технология: труды Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского за 1997 г.* – Х.: ХАИ, 1998. – С. 282-286.

12. Архипов Б.А. Опыт создания полых высоко-

- эмиссионных катодов / Б.А. Архипов, В.М. Мурашко, А.И. Оранский // *Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*. – Х.: "ХАИ", 1999. – Вып. 10. – С. 360-363.
13. Бусленко В.Н. *Автоматизация имитационного моделирования сложных систем* / В.Н. Бусленко. – М.: Наука, 1977. – 239 с.

Поступила в редакцию 14.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой Г.И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ОСНОВИ РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЇ МЕТОДИКИ ПРОГНОЗУВАННЯ РЕСУРСУ ГАЗОРОЗРЯДНИХ ПОРОЖНИСТИХ ВИСОКОЕМІСІЙНИХ КАТОДІВ ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

Т.М. Жукова-Бойко, С.Ю. Нестеренко, А.І. Оранський

Представлено основи розрахунково-експериментальної методики, що дозволяє розраховувати зміни у часі основних локальних та експлуатаційних характеристик газорозрядних порожнистих високоемісійних катодів (ГПВК) електрореактивних двигунів та прогнозувати їх ресурс у стаціонарному режимі роботи. Модель ерозії, що входить до складу комплексної математичної моделі та базується на теорії термостимульованого катодного розпилу, забезпечує необхідну стислість прогнозування ресурсу ГПВК за умови експериментального калібрування її параметрів. Описано експерименти, необхідні для калібрування моделі ерозії. Напівемпіричну методику прогнозування ресурсу апробовано при оцінюванні ресурсних характеристик катоду КЕ-50Д. Продемонстровано добру збіжність експериментальних та прогнозованих результатів.

Ключові слова: електрореактивні двигуни, газорозрядні порожнисті високоемісійні катоди, напівемпірична методика прогнозування ресурсу.

THE BASES OF CALCULATIVE-EXPERIMENTAL METHOD OF ELECTRIC PROPULSION THRUSTERS HIGH-EMISSION GAS-DISCHARGE HOLLOW CATHODES LIFE-TIME FORECAST

T.N. Zhukova-Boyko, S.Yu. Nesterenko, A.I. Oranskiy

It is represented the base of calculative-experimental method, which permits to calculate the change in time of main local and exploitation descriptions of high-emission gas-discharge hollow cathodes (HEGHC) of electric propulsion thrusters and to make a forecast of their life-time in steady-state operation. The erosion model inside the complex mathematics model, which is based on the temperature stimulated cathode sputtering, provides the necessary precision of HEGHC life-time if it's parameters are experimentally calibrated. The tests are described necessary for erosion model calibration. Semi-empiric life-time forecast method is approved while the estimation of KE-50D cathode life-time descriptions. Good coincidence of test and forecast results is demonstrated.

Key words: electric propulsion thrusters, high-emission gas-discharge hollow cathodes, semi-empiric life-time forecast method.

Жукова-Бойко Татьяна Николаевна – научн. сотр. кафедры энергоустановок и двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ruslan@d4.khai.edu.

Нестеренко Сергей Юрьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры энергоустановок и двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: thrust@d4.khai.edu.

Оранский Анатолий Иванович - д-р техн. наук, проф., гл. научн. сотр. кафедры энергоустановок и двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: thrust@d4.khai.edu.

УДК 621.387.424, 533.09.07

С.А. ОГИЕНКО, Я.А. СЕТРАКОВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОСОБЕННОСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЗОНДА С ПЛАЗМОЙ, ГЕНЕРИРУЕМОЙ УСКОРИТЕЛЕМ

Анализируется проблема определения параметров плазмы для изучения отдельных процессов и для испытания электрореактивных двигателей. Анализируются ошибки техники, которая традиционно используется для обработки экспериментальной вольт-амперной характеристики зонда. Исследуются особенности взаимодействия плазмы и зонда в области, где электроны дрейфуют в скрещенных электрическом и магнитном полях. Основываясь на предварительных данных о температуре электронов и о плотности плазмы, распределение потенциала в слое вблизи зонда рассчитано по уравнению Пуассона. Специальная математическая модель плазмы создана, чтобы исследовать особенности процессов вблизи зонда. Предположено, что экспериментальные результаты определения параметров плазмы электрореактивного двигателя могут уточняться на базе результатов математического моделирования.

Ключевые слова: электрический зонд, параметры плазмы, электрореактивный двигатель, ускоритель плазмы, численный эксперимент.

Введение

Развитие космических и наземных плазменных технологий расширяет область применения ускорителей плазмы различных типов. Как следствие, требования к эксплуатационным характеристикам ускорителей повышаются. Необходимым этапом в повышении эффективности их работы является диагностика плазмы, генерируемой этими устройствами. В различных областях машиностроения, где применяются плазменные технологии, среди методов определения параметров плазмы широко используется метод электрического зонда Ленгмюра [1]. Основным преимуществом этого метода является возможность определять локальные параметры плазмы, простота конструкции зонда и методики обработки результатов измерений, а также слабое влияние зонда на плазму. Однако, несмотря на длительное применение методики предложенной Ленгмюром, получаемые результаты имеют достаточно большую погрешность – от десятков до сотен процентов.

Это исследование направлено на изучение причин погрешностей методики Ленгмюра и, в конечном итоге, на усовершенствование методики диагностики плазмы электрическим зондом.

1. Анализ существующих проблем, определение задач исследования

Суть метода диагностики плазмы зондом Ленгмюра описана в разных изданиях, например, в [1].

Условия (или допущения), необходимые для использования методики обработки измерений, предложенной Ленгмюром, следующие: – заряженные частицы попадают на всю приёмную поверхность зонда; – между слоем пространственного заряда (где распределён перепад потенциалов) вблизи зонда и плазмой выделяется протяжённая квазинейтральная область, так называемый “предслой”. В этом “предслое” распределён перепад потенциалов $\sim T_e/2$, благодаря которому энергия направленного движения ионов увеличивается на $T_e/2$; – скорость ионов на входе в “предслой” определяется энергией атомов; – магнитное поле не влияет на характер движения частиц; – электрическое поле зонда не искривляет траекторию движения заряженных частиц вблизи зонда; – протяжённость “двойного” слоя (включая слой и “предслой”) много меньше размеров зонда.

Анализ реальных параметров плазменного потока, характерных, например, для двигателя Холла (ДХ), показывает, что не всегда допущения теории Ленгмюра выполняются. Так при больших скоростях ионов может происходить разрыв плазмы без образования “предслоя”. Сильное магнитное и электрическое поле влияет на движение электронов настолько, что размер зонда оказывается одного порядка с характерной длиной пробега электрона – высотой циклоиды его траектории движения. Методики, используемые для обработки результатов измерений зондом современными исследователями, приведенные, например, в [2, 3], в лучшем случае используют поправочные коэффициенты (полученные для зонда определённого размера) для учёта

влияния магнитного поля на результат, либо это влияние вообще игнорируется. Таким образом, требуется уточнение методики обработки зондовых измерений на основе учета особенностей движения заряженных частиц вблизи зонда и в первую очередь – учета особенности движения электронов, что определяет в конечном итоге результат – параметры плазмы.

2. Уточнение методики определения параметров плазмы

Исследуемая область – зона ионизации и ускорения рабочего тела в ДХ, в которой характерные параметры плазмы и магнитного поля следующие. Концентрации заряженных частиц $n_e \approx 10^{17} \dots 10^{18} \text{ м}^{-3}$ и нейтральных – $n_a \approx 10^{20} \dots 10^{18} \text{ м}^{-3}$. Температура электронов в диапазоне $T_e = 5 \dots 60 \text{ эВ}$. Скорость ионов $v_i = 10^3 \dots 10^4 \text{ м/с}$. Магнитное и электрическое поля $B = 1 \dots 15 \text{ мТл}$ и $E \approx 10^3 \dots 10^5 \text{ В/м}$.

2.1. Моделирование процесса формирования функции распределения электронов

Для моделирования процессов взаимодействия зонда с плазмой “формировалась” группа электронов, которые имели некоторую (наперед заданную) температуру T_e при условии, что они дрейфуют в скрещенных электрическом и магнитном полях, а также имеют некоторую плотность (вероятности) функции распределения электронов по энергиям (ПФРЭЭ) (рис. 1).

Оказалось, что при “формировании” группы электронов их ПФРЭЭ соответствует Максвелловскому распределению (что принимается за показатель точности моделирования движения электронов), если учесть процессы обмена энергией между электронами через их взаимодействие с плазменными колебаниями. Для этого система уравнений движения электронов дополнялась слагаемыми – составляющими напряженности электрического поля (локализованного в месте неоднородности плазмы), величина которого оценивалась как

$$E_{\text{heter.x,y,z}}(\tau) = \pm T_e / r_D.$$

Период существования этой неоднородности оценивался как $\tau \approx 2 \cdot r_D / V_e$, где скорость электронов $V_e \sim T_e^{1/2}$ и дебаевский радиус – r_D . Система уравнений движения заряженных частиц массой m и зарядом q , компоненты скорости движения которых – $v_{x,y,z}$ в электрическом и магнитном поле с компонентами $E_{x,y}$ и $B_{x,y}$ соответственно, использовалась в виде

$$\begin{cases} m\dot{v}_x = qE_x - qv_z B_y + qE_{\text{heter x}}(\tau); \\ m\dot{v}_y = qE_y - qv_z B_x + qE_{\text{heter y}}(\tau); \\ m\dot{v}_z = qv_x B_y - qv_y B_x + qE_{\text{heter z}}(\tau). \end{cases}$$

Результат численного эксперимента – ПФРЭЭ $f_{\text{heter}}(\epsilon)$, определённая с учётом взаимодействия электронов с плазменными неоднородностями, приведена на рис. 1 при условиях: $E_x \ll E_y = 300 \text{ В/см}$ и $B_y \ll B_x = 15 \text{ мТл}$. Сравнение этой ПФРЭЭ $f_{\text{heter}}(\epsilon)$ с максвелловской ПФРЭЭ – $f_M(\epsilon)$ показывает их хорошее соответствие, и, следовательно, адекватное моделирование движения электронов.

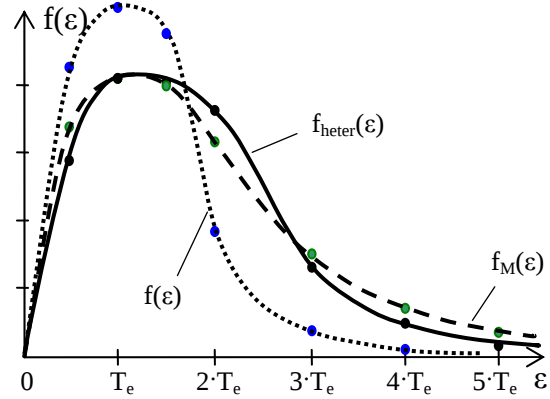


Рис. 1. Зависимости плотности функции распределения электронов по энергиям: $f_M(\epsilon)$ – распределение Максвелла при $T_e = 56 \text{ эВ}$; $f(\epsilon)$ – распределение, определённое в численном эксперименте без учёта плазменных колебаний

2.2. Математическая модель процессов в плазме вблизи зонда

Оценено, что для типичного двигателя Холла с диаметром разрядной камеры 80 мм магнитное поле будет существенно влиять на характер взаимодействия плазмы с зондом на расстоянии до 100 мм от края разрядной камеры. Вблизи зонда на границе плазмы условно выделялась поверхность, которая ограничивает не возмущённую плазму – эмитирующая поверхность, и, начиная с этой поверхности, изучались особенности движения частиц в слое вблизи зонда. Скорость ионов с зарядом q и массой M_i на границе плазмы и “двойного” слоя (далее – слой) определялась предварительно пройденной разностью потенциалов ΔU в электрическом поле ускорителя и тепловой энергией атомов T_a как $v_i = (2 \cdot (q \cdot \Delta U + T_a) / M_i)^{0.5}$. Распределение потенциала $\phi(x)$ в слое вблизи зонда и протяжённость слоя L определялись решением уравнения Пуассона в одномерной области как приближенные, и уточняются в дальнейшем на основе результатов численного эксперимента. При решении уравнения Пуассона делались следующие допущения. Полагалось, что электрическое поле и потенциал плазмы на границе слоя и плазмы близки к нулю, но могут меняться под влиянием плазменных неоднородностей (колебаний) с напряжённостью электрического поля порядка T_e / r_D . По этой же причине воз-

можно относительные отклонения в концентрации зарядов на границе слоя величиной $\varepsilon_n \approx 0,9999$, характерной для типичных в ДХ градиентов напряжённости электрического поля порядка $10^5 \dots 10^6$ В/м². Эти граничные условия, отражающие реальную картину процессов в плазме, использовались для решения уравнения Пуассона.

Распределение Больцмана использовалось как приближённое при решении уравнения Пуассона. Закономерность распределения потенциала в слое, приведенная на рис. 2, определялась следующим дифференциальным уравнением (полученным из уравнения Пуассона), учитывающим значительную скорость (энергию) иона на подлёте к зонду:

$$\frac{d^2\varphi}{dx^2} = -\frac{q}{\varepsilon_0} \left(\frac{I_i}{S_0 q \sqrt{\frac{2q\varphi}{M_i} + v_i^2}} - \frac{\varepsilon_n I_i}{S_0 q v_i} \exp\left(-\frac{\varphi}{T_e}\right) \right), \quad (1)$$

где $\varphi(x)$ – потенциал пространства на удалении x от границы слоя;

ε_0 – электрическая постоянная $8,85 \cdot 10^{-12}$ Ф/м;

v_i – скорость иона перед зондом;

x – координата, где потенциал равен $\varphi(x)$;

I_i – ионный ток в потоке плазмы;

S_0 – площадь сечения плазменного потока;

ε_n – относительное изменение концентраций зарядов;

T_e – температура электронов.

Движение заряженных частиц моделировалось решением системы дифференциальных уравнений движения, приведенной в п. 2.1 при $E_{\text{heter},x,y,z}(\tau) = 0$.

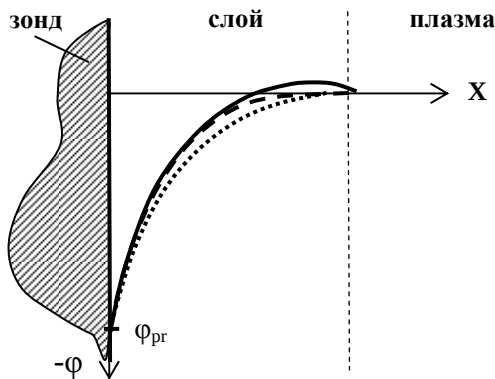


Рис. 2. Кривые $\varphi(x)$ – результат решения уравнения Пуассона. Граничные условия, которые определяются плазменными неоднородностями (колебаниями) были заданы:
 $d\varphi/dx \neq 0$; — — — $n_e \approx 0,9999 \cdot n_i$

2.3. Численный эксперимент

Чтобы выявить особенности взаимодействия зонда с плазмой, проведен численный эксперимент,

в котором использовались: зонд с плоской приёмной поверхностью радиусом $R_{pr}=0,25$ мм (рис. 3, а), и цилиндрический зонд с радиусом $0,125$ мм (рис. 3, б)) и приёмной поверхностью длиной 1 мм. При этом расчеты выполнялись в следующей последовательности. 1) В качестве начальных условий использовались параметры плазмы, определённые по “классической” методике Ленгмюра. 2) На основе уравнения Пуассона (1) рассчитывалась протяжённость слоя и распределение потенциала вблизи зонда. 3) На основе результатов численного эксперимента определялись: плавающий потенциал φ_f , температура электронов T_e и потенциал плазмы φ_{pl} . Распределение заряженных частиц в слое рассчитывалось при численном эксперименте и использовалось для уточнения протяжённости слоя и распределения потенциала.

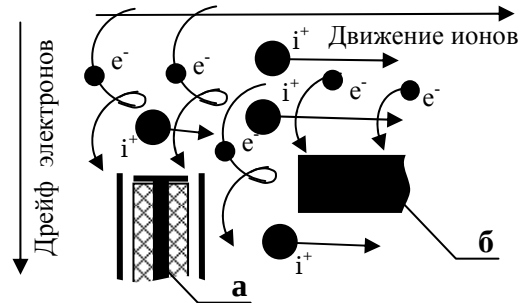


Рис. 3. Ориентация зонда: а – плоского; б – цилиндрического в потоке плазмы

В качестве потенциала плазмы (как точка отсчёта) была принята величина в 250 В, был определён плавающий потенциал $\varphi_f \approx -100$ В для цилиндрического зонда и $\varphi_f \approx 0$ для зонда с плоской приёмной поверхностью (рис. 4 и 5 соответственно).

3. Анализ результатов численного эксперимента

Чтобы определить температуру электронов, из суммарного тока на зонд I_{pr} , определенного в ходе эксперимента, выделен ток электронов I_e и ионов I_i на зонд и рассчитана зависимость $\ln(I_e(\varphi_{pr}))$, а затем и $T_e(\varphi_{pr}) = -d\varphi/d(\ln(I_e(\varphi_{pr})))$. Разница между потенциалом плазмы φ_{pl} и плавающим потенциалом зонда φ_f может быть определена по известной формуле $\varphi_{pl} - \varphi_f = T_e / 2 \cdot \ln(M_i / (2 \cdot \pi \cdot m)) \approx 5,8 \cdot T_e$, где m – масса электрона.

Анализ зависимости $T_e(\varphi_{pr})$ для цилиндрического зонда (см. рис. 4) показывает, что расчётная величина температуры электронов, различна в разных диапазонах φ_{pr} . По известной формуле разница $(\varphi_{pl} - \varphi_f)$ определяется как $\varphi_{pl} - \varphi_f \approx 5,8 \cdot T_e = 754$ В для ксенонной плазмы при температуре электронов, определённой в области плавающего потенциала зонда.

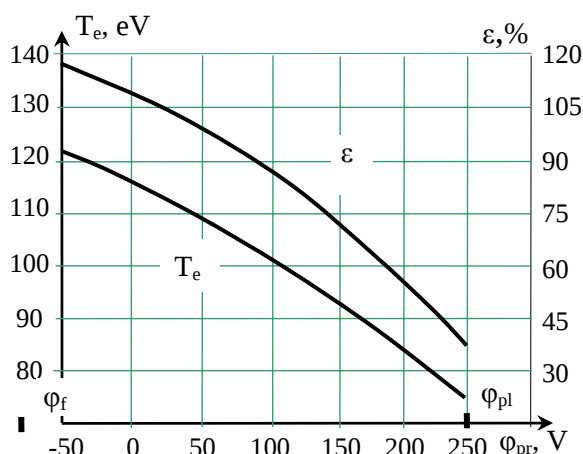


Рис. 4. Зависимость $T_e(\Phi_{пр})$, определённая по методике Ленгмюра, и её погрешность ε при использовании в численном эксперименте цилиндрического зонда и заданной $T_{e0}=56$ эВ

По результатам численного эксперимента отличие потенциала плазмы от плавающего потенциала составило ≈ 350 В, а погрешность определения потенциала плазмы по традиционно используемой методике составила 115%. Следует также заметить, что ориентация зонда, выбранная для эксперимента, не оптимальна, так как зонд замыкает слои плазмы, которые имеют существенно различный потенциал, что, как следствие, может влиять на работу ускорителя.

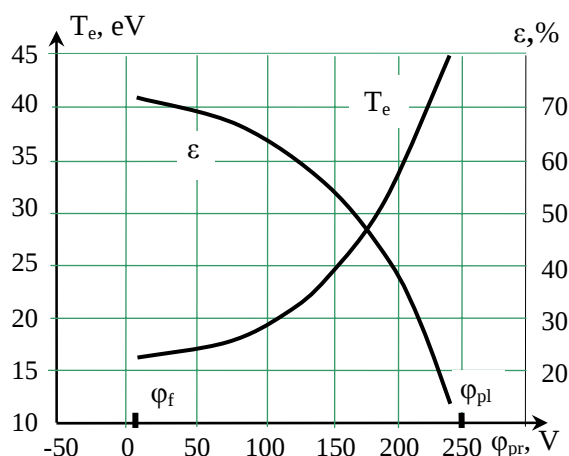


Рис. 5. Зависимость $T_e(\Phi_{пр})$, определённая по традиционной методике, и её погрешность ε при использовании в численном эксперименте плоского зонда и заданной $T_{e0}=56$ эВ

Анализ определённых зависимостей $T_e(\Phi_{пр})$ позволяет сделать следующие заключения. Изменение расчётного значения температуры электронов в зависимости от потенциала зонда – это следствие процесса обтекания зонда потоком электронов, ко-

гда зонд находится под отрицательным потенциалом по отношению к плазме. Влияние этого эффекта обтекания может усиливаться, если используется цилиндрический зонд маленького диаметра и особенно если толщина слоя близка к радиусу зонда, что характерно для области больших температур электронов.

К источникам погрешности результатов численного эксперимента следует, в первую очередь, отнести ограниченное количество частиц, используемых для моделирования.

Необходимое количество частиц – 10^6 – было выбрано на основе яркой тенденции к насыщению электронной компоненты тока на зонд (рис. 6) при росте количества частиц.

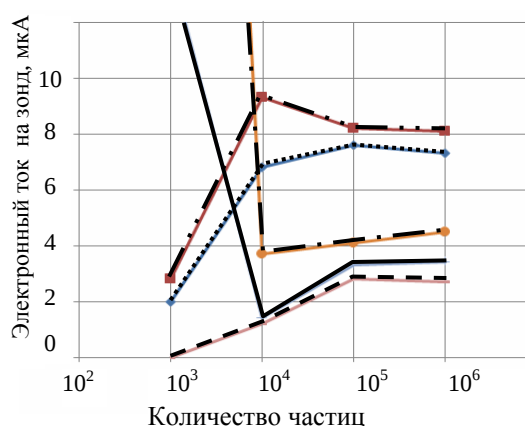


Рис. 6. Зависимость электронного тока на зонд от количества частиц, использованных для расчёта, при различных потенциалах зонда

Заключение

Проведены исследования численным методом закономерностей взаимодействия зонда с плазмой с использованием данных натурного эксперимента. На основе результатов определено следующее. Погрешность определения температуры электронов и потенциала плазмы в области сильных магнитного и электрического полей в случае, когда используется традиционная методика Ленгмюра, может превышать 100%, вследствие использования зонда ограниченных размеров, что приводит к обтеканию потоком электронов приёмной поверхности зонда. Как следствие, концентрация плазмы, определённая по температуре электронов и току электронов на зонд, будет заниженной.

Рекомендуется использовать эти параметры как первоначальные и уточнять их с учётом особенностей взаимодействия зонда с плазмой в конкретных условиях путём численного эксперимента.

Гипотеза о существовании в низкотемпературной неравновесной плазме двух групп электронов

[4], которые имеют различные температуры, может быть опровергнута следующим образом. Особенности взаимодействия зонда с плазмой (обтекание зонда потоком электронов), проявляются в том, что зависимость $T_e(\varphi_{pr}) \neq \text{const}$ и это создаёт видимость присутствия электронов нескольких групп с разными температурами.

В качестве направления дальнейших исследований с целью усовершенствования методики определения параметров плазмы зондом Ленгмюра определено изучение закономерностей распределения электрического поля вблизи зонда, находящегося под положительном потенциалом, и уточнение распределения концентрации электронов в потенциальном электрическом поле вблизи зонда.

Литература

1. Козлов О.В. *Электрический зонд в плазме* / О.В. Козлов. – М.: Наука, 1969. – 218 с.
2. Smirnov A. *Plasma measurements in a 100 W cylindrical Hall thruster* / A. Smirnov, Y. Raitses, N. Fisch // *J. Appl. Phys.* – 2004. – Vol. 95, №5. – P. 235-248.
3. Raitses Y. *Electron-wall interaction in Hall thrusters* / Y. Raitses, D. Staack // *Physics of plasma J.* – 2005. – Vol. 12, №2. – P. 156-161.
4. Бугрова А.И. *Современное состояние исследований процессов в УЗДП // Плазменные ускорители и ионные инжекторы* / под ред. А.И. Бугровой. – М.: Наука, 1984. – С. 111-125.

Поступила в редакцию 20.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой Г.И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ШЛЯХИ Й МЕТОДИ ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ПЛАЗМИ ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА ЕЛЕКТРИЧНИМ ЗОНДОМ

С.А. Огієнко, Я.О. Сетракова

Аналізується проблема визначення параметрів плазми для вивчення окремих процесів та для випробування електрореактивних двигунів. Аналізуються похибки техніки, яка традиційно використовується для обробки експериментальної вольт-амперної характеристики зонду. Досліджуються особливості взаємодії плазми та зонду в області де електрони дрейфують у схрещених магнітному та електричному полях. Базуючись на попередніх даних про температуру електронів та щільність плазми, розподіл потенціалу в шарі поблизу зонду розраховано за рівнянням Пуассона. Спеціальну математичну модель плазми було створено, щоб дослідити особливості процесів поблизу зонда. Було запропоновано, що експериментальні результати визначення параметрів плазми електрореактивного двигуна можуть бути уточнені на основі результатів математичного моделювання.

Ключові слова: електричний зонд, параметри плазми, електрореактивний двигун, прискорювач плазми, чисельний експеримент.

THE WAYS AND METHODS OF ACCURACY INCREASING OF THRUSTER PLASMA PARAMETERS DETERMINING BY AN ELECTRIC PROBE

S.A. Oghienko, Y.A. Setracova

The problem of plasma parameters determining for separate processes studying and for testing of the thrusters is analyzed. Inaccuracies of a technique, which is traditionally used for processing of experimental probe volt-ampere characteristics, are analyzed. Features of probe-plasma interaction in area where electrons drift in the crossed magnetic and electric fields are investigated. Based on a preliminary estimation of electron temperature and plasma density, potential distribution in a layer nearby the probe is calculated from Poisson equation. The special mathematical model of plasma has been created to study features of processes nearby the probe. It was suppose that results of an experimental research of thruster plasma parameters can be specified based on results of mathematical modeling.

Key words: electric probe, plasma parameters, thruster, plasma accelerator, numerical experiment.

Огиенко Сергей Анатольевич – канд. техн. наук, старший научн. сотр. кафедры «Двигателей и энергоустановок летательных аппаратов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: thrust@d4.khai.edu.

Сетракова Яна Алексеевна – магистр, специальность «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yanaxai@mail.ru.

УДК 539.1.074

Г.В. БОКУЧАВА¹, Г.С. КАРУМИДЗЕ², Б. М. ШИРОКОВ³¹Сухумский физико-технический институт им. И. Векуа, Грузия²Национальный центр высоких технологий Грузии, Грузия³Национальный Научный Центр «Харьковский физико-технический институт», Украина

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ГЕНЕРАТОР

В статье рассматривается возможность создания эффективного высокотемпературного термоэлектрического генератора, на основе $^{11}\text{B}_4\text{C}$ (ветвь p-типа) и $\text{Si}_{0,7}\text{Ge}_{0,3}$ (ветвь n-типа). Измерены температурные зависимости параметров, определяющих термоэлектрическую эффективность Z материалов. Рабочая температура составляет ≥ 1000 К; механическая, химическая и радиационная стойкость намного превышают аналогичные характеристики других термоэлектрических материалов. Такие генераторы могут быть использованы на космических аппаратах в качестве автономных источников питания.

Ключевые слова: термоэлектрический генератор, карбид бора, SiGe , космические аппараты.

Введение

Разработка компактных и долговечных автономных источников электрической энергии, предназначенных для питания бортового оборудования космических аппаратов, траектории которых находятся как вблизи Земли, так и в дальнем космосе, в настоящее время остается одной из самых актуальных задач. Одними из самых перспективных автономных источников питания для работы в космосе являются термоэлектрические генераторы (ТЭГ), в которых термопреобразователи непосредственно сопряжены с компактным ядерным реактором, используемым в качестве источника тепла.

Однако, полупроводниковые материалы, пригодные для создания термоэлектродгенераторов, эксплуатирующихся при температурах больше 900 К с высокой термоэлектрической эффективностью, находятся только в стадии разработки. Как известно, термоэлектрическая эффективность Z выражается формулой:

$$Z = \frac{S^2 \cdot \sigma}{\chi}, \quad (1)$$

где S – коэффициент Зеебека;

σ – удельная электропроводность;

χ – коэффициент теплопроводности.

Следовательно, разрабатываемый материал должен обладать определенным сочетанием параметров, обеспечивающих максимум Z . Кроме того, материал также должен обладать высокой механической, химической и радиационной стойкостью. Эти требования вытекают из сложных условий теп-

ловыделения ТЭГ-ов, а также из того факта, что их работа протекает в условиях радиационного облучения. Особенно актуальны эти требования тогда, когда необходимо создавать источники энергии мощностью ≥ 5 кВт.

Установлено, что карбид бора (B_4C) – перспективный высокотемпературный термоэлектрический материал [1]. B_4C имеет электронную структуру с недостатком электронов и формируется как полупроводник дырочной проводимости с шириной запрещенной зоны $\Delta E = 1,2 \text{ эВ}$. Носители заряда в B_4C – биполяроны, и их концентрация достигает $\sim 10^{21} \text{ см}^{-3}$. Теплоперенос осуществляется фононами и сильно зависит от взаимного размещения атомов бора и углерода.

В [2] показано, что теплопроводность χ карбида бора изменяется при изменении входящего в него изотопного состава бора (рис. 1).

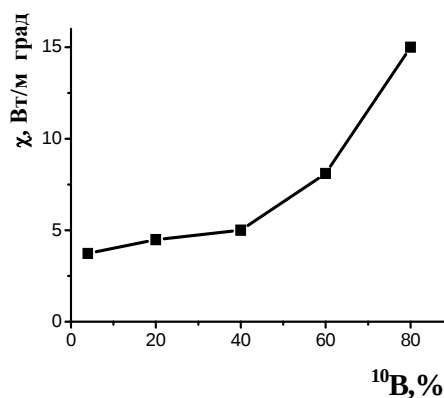


Рис. 1. Зависимость коэффициента теплопроводности B_4C от изотопного состава бора

В частности, повышение содержания В-11 в B_4C с 80 до 98 % вызывает уменьшение χ примерно на 20 %, что благоприятствует повышению Z . Было также установлено, что при этом изменяется упругость, скорость звука и микротвердость [3, 4].

В работе [5] были выполнены исследования по определению термоэлектрических параметров (σ , S , χ) образцов $^{11}B_4C$, с различным содержанием изотопа В-11 в зависимости от температуры (рис. 2).

Высокое содержание изотопа ^{11}B в образцах карбида бора обеспечивает их радиационную стойкость, поскольку изотоп ^{11}B имеет по сравнению с изотопом ^{10}B ничтожно малое сечение захвата нейтронов. Это имеет существенное значение в случае применения в качестве источника тепла ядерного реактора.

В этой же работе было установлено, что при увеличении концентрации бора до состава $B_{6,5}C$ значение χ при температуре 1300 К понижается приблизительно в два раза по сравнению с составом B_4C .

Принимая во внимание высокую концентрацию носителей заряда ($\sim 10^{21} \text{ см}^{-3}$), фактически невозможно получить B_4C с электронной проводимостью, не ухудшая параметры, включенные в уравнение (1) [6].

В качестве материала с электронной проводимостью мы предлагаем сплав $Si_{0,7}Ge_{0,3}$ (с использованием фосфора в качестве легирующего материала). Этот сплав позволяет получить ветвь термоэлемента n-типа с эффективностью (КПД) Z , соответствующей эффективности B_4C при высокой температуре. Материал механически и химически устойчив при высоких температурах ($\geq 1300 \text{ K}$) и имеет хорошие значения параметров σ , χ и S при высоких температурах (рис. 3). Кроме того, $Si_{0,7}Ge_{0,3}$ n-типа – радиационно-стойкий материал [7].

С целью определения термоэлектрической совместимости этих двух материалов был проведён расчёт и сравнение термоэлектрической эффективности сплава $Si_{0,7}Ge_{0,3}$ n-типа и карбида бора B_4C и $B_{6,5}C$ p-типа разной плотности.

Известно, что значение эффективности $Z_{\max}$ для материалов с нормальной проводимостью (Si-Ge) может быть получено из следующего выражения [8]:

$$Z_{\max} = \frac{8K^2(2\pi m^*KT)^{3/2}}{eh^3} \frac{\mu}{\chi\rho} e\tau, \quad (3)$$

где m^* – эффективная масса плотности состояний;

χ – теплопроводность кристаллической решетки;

T – абсолютная температура;

μ – подвижность носителей заряда;

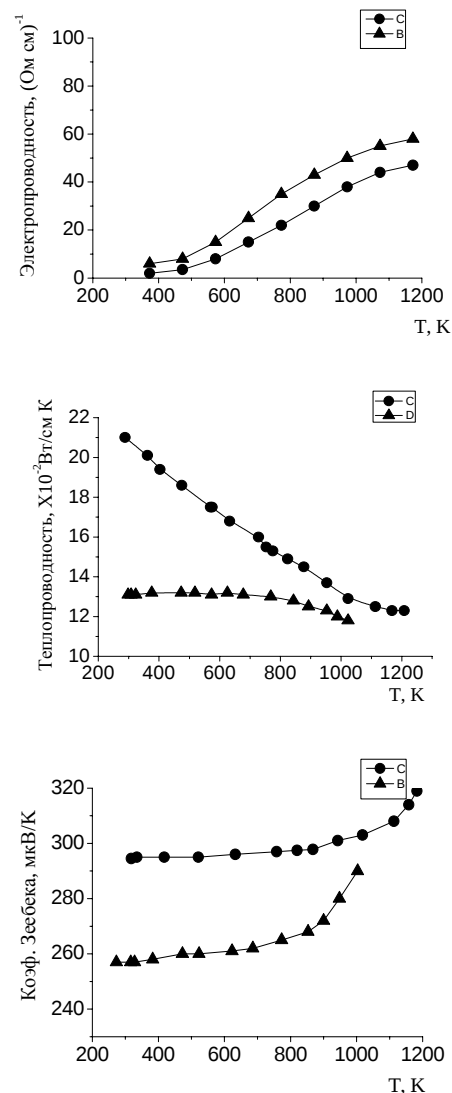
τ – характеристика механизма рассеяния.

Для расчета $Z_{\max}$ материалов с нестандартной удельной электропроводностью, к которым принадлежит B_4C , было получено следующее уравнение [9]:

$$Z_{\max} = \frac{\chi^2 U}{eh^3} N \cdot \mu, \quad (4)$$

где N – номер локального состояния места расположения носителей заряда.

Показано, что максимальная эффективность сплава $Si_{0,7}Ge_{0,3}$ достигается при температуре 1000 – 1050 К (рис. 4). В то же время максимум эффективности для карбидов бора B_4C и $B_{6,5}C$ лежит при температурах $>1300 \text{ K}$. Наиболее оптимальным по совместимости с $Si_{0,7}Ge_{0,3}$ n-типа по Z является образец карбида бора (p-типа), изготовленный на основе



● – B_4C , $\gamma=2,19 \text{ г/см}^3$, (^{10}B 86 %, ^{11}B 14 %),
▲ – B_4C , $\gamma=2,16 \text{ г/см}^3$, (^{10}B 98 %, ^{11}B 2 %)

Рис. 2. Температурные зависимости $S(T)$, $\sigma(T)$ и $\chi(T)$ для B_4C с разной плотностью и различным содержанием изотопа В-11

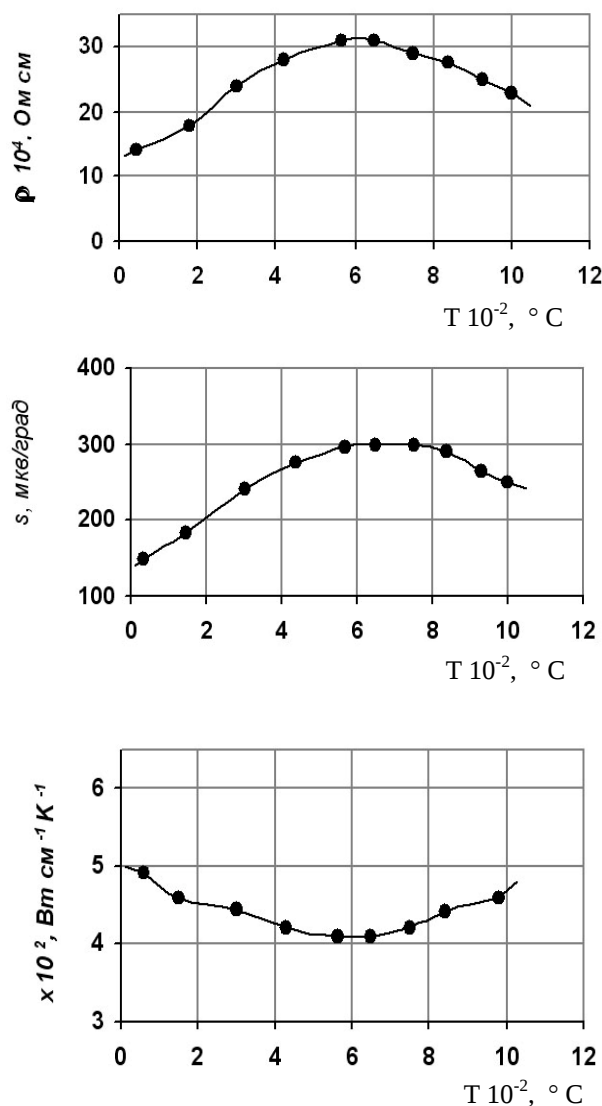


Рис. 3. Зависимости $S(T)$, $\rho(T)$ и $\chi(T)$ для $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$

B-11 и с большим содержанием бора, т.е. B_xC , где $x \geq 6,5$. Анализ термомеханической совместимости показал, что различие к.т.р. сплава $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ и карбида бора не является критическим для конструирования термоэлементов на их основе. Следовательно, термоэлектрические материалы из сплава $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ и $\text{B}_{6.5}\text{C}$ ($^{11}\text{B}98\% + ^{10}\text{B}2\%$), полученные методом горячего прессования, термоэлектрически и теплофизически удовлетворительно согласованы друг с другом.

Исходя из выше изложенного, предложена другая конструкция термоэлемента с ядерным реактором в качестве источника тепла (рис. 5).

В этой схеме высокотемпературная ветвь, представляющая собой термостолбик из $^{11}\text{B}_{6.5}\text{C}$ (материал р-типа), работает в интервале температур 1000-1350 К, а низкотемпературная, состоящая из $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ (материал п-типа) – в интервале температур

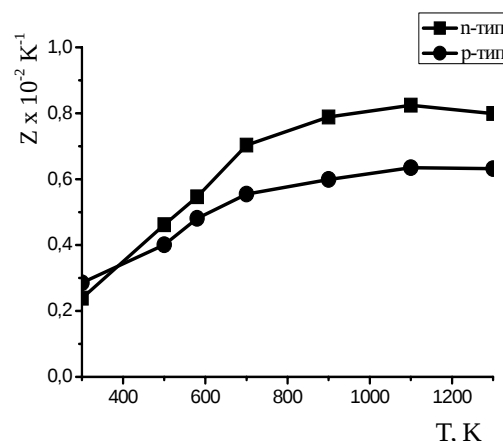


Рис. 4. Зависимость термоэлектрической эффективности (КПД) Z твердых сплавов $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ п- и р-типа от температуры

800-1000 К. Высокотемпературный сегмент прижимается одним концом непосредственно к источнику тепла, а вторым концом подсоединен посредством коммутационного узла к низкотемпературному сегменту, через который и происходит сброс тепла.

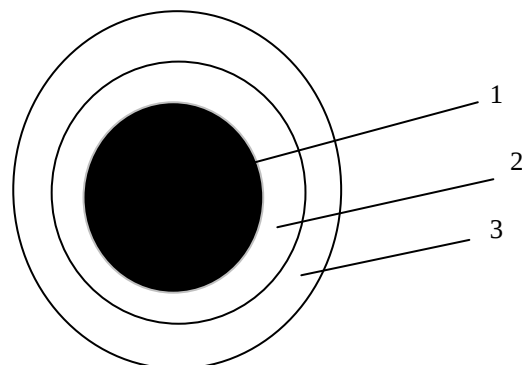


Рис. 5. Принципиальная схема высокотемпературного термоэлектрического генератора. 1 – активная зона реактора; 2 – ветвь р-типа из $^{11}\text{B}_4\text{C}$; 3 – ветвь п-типа из $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$

Необходимо отметить, что ветвь из карбида бора расположена близко к источнику тепла; Si-Ge п-типа более удален и находится в более мягких радиационных условиях.

Была произведена оценка к.п.д. такого термоэлемента при $T_1=1500$ К, $T_x=800$ К и $T_0 = 1000$ К без учёта коммутационных потерь. Она дала для р-ветви значение $\sim 1,8\%$, для п-ветви – $\sim 2,7\%$. В сумме в интервале температур 800-1500 К к.п.д. всей системы достигает $\sim 4,5\%$.

Таким образом, создание на основе материалов $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ и $\text{B}_{6.5}\text{C}$ с повышенным содержанием изотопа B-11 высокотемпературного радиационностойкого эффективного термоэлектрического генератора

для эксплуатации в среде потока нейтронов – вполне реальная и выполнимая задача.

Литература

1. Wood Ch. Borides and Related Compounds / Ch. Wood // *Proceedings of the International Symposium on Boron*. Duisburg, 1987. – Vol.3. – P. 236-248.
2. Karumidze G. Azlactones derived from substituted / G. Karumidze, L. Kekelidze, L. Shengelia // *American Institute of Physics*. – 1996. – Vol. B124. – P. 1063-1086.
3. Pat. 60384 Georgia, MKI H01J 035/06. The Method of Boron Carbide Production / Karumidze G. et.al. – Pap. 30.09.99. – P. 2515-2539.
4. Karumidze G. Structure and properties of refractory compounds deposited by electron beam evaporation / G. Karumidze et al. // *Физика и техника полупроводников*. – 1996. – Vol.12, No 28. – P. 110-115.

5. Бокучава Г.В. Термоэлектрические свойства карбида бора, полученного различными методами / Г.В. Бокучава, Г.С. Карумидзе, А.Ф. Корж, Б.М. Широков и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 60-64.

6. Кислый П.П. Карбид бора / П.П. Кислый и др. – К.: Наукова думка, 1988. – 152 с.

7. Slack G.A. The maximum possible conversion efficiency of silicon-germanium thermoelectric generators / G.A. Slack, M.A. Hussain // *J. Appl. Phys.* – 1991. – 70 (5). – P. 2694-2718.

8. Иорданишвили Е.К. Термоэлектрические источники питания / Е.К. Иорданишвили. – М.: Сов. радио, 1968. – 224 с.

9. Голикова О.А. Методики измерения теплопроводности в полупроводниках при высоких температурах / О.А. Голикова и др. // *Физика и техника полупроводников*. – 1972. – Т.5, № 6. – С. 110-119.

Поступила в редакцию 27.05.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, ст. научн. сотр., нач. лаб. В.М. Хороших, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков.

ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНИЙ ТЕРМОЕЛЕКТРИЧНИЙ ГЕНЕРАТОР

Г.В. Бокучава, Г.С. Карумидзе, Б.М. Широков

В статті розглядається можливість створення ефективного високотемпературного термоелектричного генератора, на основі $^{11}\text{B}_4\text{C}$ (гілка р-типу) і $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ (гілка n-типу). Виміряно температурні залежності параметрів, що визначають термоелектричну ефективність Z матеріалів. Робоча температура складає ≥ 1000 К; механічна, хімічна і радіаційна стійкість набагато перевищують аналогічні характеристики інших термоелектричних матеріалів. Такі генератори можуть бути використані на космічних апаратах у якості автономних джерел живлення.

Ключові слова: термоелектричний генератор, карбід бору, SiGe, космічні апарати.

HIGH-TEMPERATURE THERMOELECTRIC GENERATOR

G.V. Bokuchava, G.S. Karumidze, B.M. Shirokov

The opportunity of creation of the effective high-temperature thermoelectric generator, on the basis of $^{11}\text{B}_4\text{C}$ (a branch of p-type) and $\text{Si}_{0.7}\text{Ge}_{0.3}$ (a branch of n-type) is considered. Temperature dependences of the parameters determining thermoelectric efficiency Z of materials are measured. The working temperature is ≥ 1000 K; mechanical, chemical and radiating resistance much more exceed similar characteristics of other thermoelectric materials. Such generators can be used on space vehicles as independent power supplies.

Key words: thermoelectric generator, boron carbide, SiGe, space vehicles.

Бокучава Гурам Варламович – канд. техн. наук, начальник отдела Сухумского физико-технического института им. И. Векуа, Тбилиси, Грузия, e-mail: sipt@sipt.org.

Карумидзе Гурам Семенович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, начальник лаборатории Национального центра высоких технологий Грузии, Тбилиси, Грузия.

Широков Борис Михайлович, канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Национального Научного Центра «Харьковский Физико-технический Институт», Харьков, Украина, e-mail: Shirokov@kipt.kharkov.ua.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ФОТОНА И МАГНИТНОГО МОНОПОЛЯ В ИХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ

Впервые на основе гипотезы би-вещества электромагнитное взаимодействие представлено в виде энергетической связи фотона (как частицы барионного кванта (b)) и магнитного монополя (как частицы тахионного кванта (t)), определены потенциальные энергии этих частиц и с помощью энергетических моделей вычислены их основные физические параметры. Установлено, что обе микрочастицы обладают одинаковой массой, равной $8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг, сильно отличающейся (примерно на 140 порядков) плотностью и различными скоростями взаимодействия. Если фотон передает электромагнитное взаимодействие со скоростью, равной скорости света, то магнитный монополь передает такое взаимодействие на 11 порядков быстрее.

Ключевые слова: би-вещество, электромагнитное взаимодействие, энергетические модели измерения, фотон, магнитный монополь.

Введение

На процессы движения летательных аппаратов любого типа параметры среды оказывают существенное влияние. Учет этих параметров при проектировании таких объектов является неременным условием их устойчивого функционирования.

В последнее время исследованиям свойств среды уделяется особое внимание, поскольку не так давно установлено, что она состоит не только из различных форм видимого (светящегося) вещества, но и из так называемых «темной» массы и «темной» энергии [1] (табл. 1).

Таблица 1
Состав вещества во Вселенной

Вещество	Типичные частицы	Число частиц во Вселенной	Вклад в общую массу, %
Светящееся вещество	Протоны, электроны	10^{78}	4
Излучение	Фотоны	10^{78}	0,005
«Темное» вещество	Суперсимметричные частицы	10^{77}	25,995
«Темная» энергия	«Скалярные частицы»	10^{118}	70

К исследованию этих новых субстанций приступил ряд известных ученых и лабораторий во всем мире, поскольку предполагают, что этот вид материи обладает колоссальным запасом энергии [2 – 3].

Как выразился лауреат Нобелевской премии, автор квантовой электродинамики Р. Фейнман [2], «в объеме обыкновенной электрической лампочки энергии такое большое количество, что ее хватило

бы, чтобы вскипятить все океаны на Земле».

Столь масштабные экспериментальные программы по оценке свойств «темной» массы, несомненно, дадут свой положительный выход, однако очевидно и то, что намеченные исследования, не имеющие под собой фундаментальной теории, не могут дать системных результатов, поскольку они базируются на понимании «темной» массы как составной части барионного вещества, а не наоборот.

Одним из вариантов поисков в этом направлении являются работы [4 – 5], в которых:

- обоснована гипотеза би-вещества, образованного энергетическим (Е) объединением барионного и тахионного квантов (рис. 1), при этом тахионный квант идентифицирован с «темной» массой;

- разработаны энергетические модели измерения физических параметров и свойств би-вещества, в том числе и его тахионной составляющей;

- впервые произведена количественная оценка всех основных параметров тахионного вида вещества в условиях его гравитационного взаимодействия с барионным; в частности, установлено, что в условиях такого взаимодействия тахионный квант имеет крайне малую массу ($m_t = 2,786545 \cdot 10^{-41}$ кг), обеспечивает огромную скорость передачи взаимодействия ($v_t = 1,671146 \cdot 10^{56}$ м/с) и обладает колоссальной энергией ($E_{кт} = E_{пт} = 7,785123 \cdot 10^{71}$ Дж).

Постановка задачи

В процессе реализации гипотезы би-вещества получены энергетические модели измерения физических параметров вещества не только в условиях гравитационного [4], но и электромагнитного (рис. 1) взаимодействий (табл. 2).

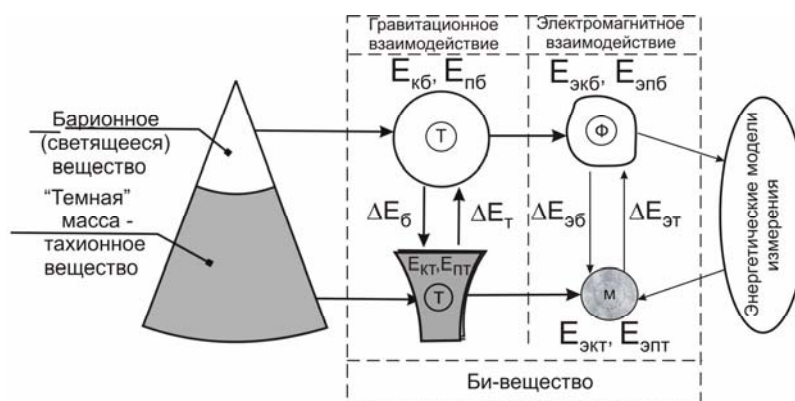


Рис. 1. Схема взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов в би-веществе, а также фотона (ф) и магнитного монополя (м): E_k и E_p – кинетические и потенциальные энергии квантов; $\Delta E_{б,т}$ – работы квантов, затрачиваемые в гравитационном взаимодействии; $E_{эб}$ и $E_{эм}$ – кинетические и потенциальные энергии фотона и магнитного монополя; $\Delta E_{эб}$, $\Delta E_{эм}$ – работы, затрачиваемые фотоном (ф) и магнитным монополем (м) в электромагнитном взаимодействии

Таблица 2
Энергетические модели измерения физических параметров фотона (б) и магнитного монополя (т) в электромагнитном биполе

Физические параметры	Энергетические модели измерения	Единицы измерения	
		в системе СИ	в долях энергии
Радиусы взаимодействия R	$R_{эб} = \frac{E_{эпб}^{3/4} E_{эпт}^{3/4} \Delta E_{эб}^{3/2}}{E_{эбб}^{3/2} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{т}^{1/2}}$ $R_{эт} = \frac{E_{эпб}^{3/4} E_{эпт}^{3/4} \Delta E_{эб}^{1/2} \Delta E_{эт}^{1/2}}{E_{эбб}^{3/2} E_{экт}^{1/2}}$	м	$\frac{\Pi^{3/2} p}{K^2}$
Взаимодействующие массы m	$M_{эб} = \frac{E_{эпб}^{1/4} E_{эпт}^{3/2} \Delta E_{эб}^{1/2}}{E_{эбб}^{3/4} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{т}^{1/2}}$ $M_{эт} = \frac{E_{эпб}^{1/4} E_{эпт}^{1/2} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{эт}^{1/2}}{E_{эбб}^{3/4} \Delta E_{эб}^{1/2}}$	кг	$\frac{K}{\Pi^{1/2}}$
Времена передачи взаимодействия τ	$\tau_{эб} = \frac{E_{эпб}^{3/8} E_{эпт}^{7/8} \Delta E_{эб}^{5/4}}{E_{эбб}^{5/4} E_{экт}^{3/4} \Delta E_{т}^{1/4}}$ $\tau_{эт} = \frac{E_{эпб}^{7/8} E_{эпт}^{3/8} \Delta E_{эб}^{1/4} \Delta E_{т}^{3/4}}{E_{эбб}^{5/4} E_{экт}^{3/4}}$	с	$\frac{\Pi^{5/4} p}{K^2}$
Скорости передачи взаимодействия v	$v_{эб} = \frac{E_{эпб}^{3/8} E_{эпт}^{1/4} \Delta E_{эб}^{1/4}}{E_{эбб}^{1/8} E_{экт}^{1/4} \Delta E_{т}^{1/4}}$ $v_{эт} = \frac{E_{эпб}^{3/8} E_{эпт}^{1/4} \Delta E_{эб}^{1/4}}{E_{эбб}^{1/8} E_{экт}^{1/4} \Delta E_{т}^{1/4}}$	м/с	$\Pi^{1/4}$
Силы взаимодействия F	$F_{эб} = F_{эт} = \frac{E_{эбб}^{3/2} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{эт}^{1/2}}{E_{эпб}^{3/4} E_{эпт}^{3/4} \Delta E_{эб}^{1/2}}$	Н	$\frac{K^2}{\Pi^{3/2}}$
Количества электричества Q	$Q_{б} = \frac{E_{эбб}^{17/4} E_{экт}^{3/4} \Delta E_{эт}^{5/4}}{E_{эпб}^{15/8} E_{эпт}^{11/8} \Delta E_{эб}^{13/4}}$ $Q_{т} = \frac{E_{эбб}^{13/4} E_{экт}^{7/4}}{E_{эпб}^{11/8} E_{эпт}^{15/8} \Delta E_{эб}^{5/4} \Delta E_{эт}^{3/4}}$	Кл	$\frac{K^5}{\Pi^{13/4} p^2}$

В приведенных выражениях в качестве единиц измерения выступают: П – потенциальная и К – кинетическая энергии, а также Р – работа, затрачиваемая объектами на взаимодействие.

Решение задачи

При получении энергетических моделей [4] было доказано, что некоторые электромагнитные константы, такие, как элементарный электрический заряд (e_6), электрическая постоянная ($\epsilon_{об}$) и магнитная постоянная ($\mu_{об}$), могут быть выражены через его массу ($M_{эб}$), радиус ($R_{эб}$) и время взаимодействия ($\tau_{эб}$):

$$\begin{cases} e_6 = \frac{M_{эб}}{R_{эб} \tau_{эб}}; \\ \epsilon_{об} = \frac{M_{эб}}{R_{эб}}; \\ \mu_{об} = \frac{R_{эб}^3 \tau_{эб}^2}{M_{эб}}. \end{cases} \quad (1)$$

Поскольку значения e_6 , $\epsilon_{об}$, $\mu_{об}$ для барионного кванта являются хорошо известными величинами [6], то, решая систему (1), получим функциональные выражения для определения массы, радиуса взаимодействия и времени прохождения взаимодействия одной из частиц электромагнитного биполя–фотона:

$$M_{эб} = \epsilon_{об}^{1/6} \mu_{об}^{5/6} e_6^{5/3} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}, \text{ кг}; \quad (2)$$

$$R_{эб} = \frac{\mu_{об}^{1/6} e_6^{1/3}}{\epsilon_{об}^{1/6}} = 3,9226578 \cdot 10^{-6}, \text{ м}; \quad (3)$$

$$\tau_{эб} = \epsilon_{об}^{1/3} \mu_{об}^{2/3} e_6^{1/3} = 1,308464 \cdot 10^{-14}, \text{ с}. \quad (4)$$

Наряду с этим параметры $M_{эб}$, $R_{эб}$ и $\tau_{эб}$, согласно табл. 1, можно представить и в виде их энергетических моделей измерения:

– массы фотона

$$M_{эб} = \frac{E_{эпт}^{1/4} E_{эб}^{3/2} \Delta E_{эт}^{1/2}}{E_{эпб}^{3/4} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{эб}^{1/2}} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}, \text{ кг}; \quad (5)$$

– радиуса взаимодействия

$$R_{эб} = \frac{E_{эпб}^{3/4} E_{эпт}^{3/4} \Delta E_{эб}^{3/2}}{E_{эб}^{3/2} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{эт}^{1/2}} = 3,9226578 \cdot 10^{-6}, \text{ м}; \quad (6)$$

– времени прохождения взаимодействия

$$\tau_{эб} = \frac{E_{эпб}^{3/8} E_{эпт}^{7/8} \Delta E_{эб}^{5/4}}{E_{эб}^{5/4} E_{экт}^{3/4} \Delta E_{эт}^{1/4}} = 1,308464 \cdot 10^{-14}, \text{ с}. \quad (7)$$

Решение системы уравнений (5) – (7) дает возможность получить модели измерения и численные значения:

– скорости взаимодействия фотона

$$v_{эб} = \frac{R_{эб}}{\tau_{эб}} = \frac{E_{эпб}^{3/8} E_{экт}^{1/4} \Delta E_{эб}^{1/4}}{E_{эпб}^{1/8} E_{эб}^{1/4} \Delta E_{эт}^{1/4}} = 2,9979246 \cdot 10^8, \text{ м/с}; \quad (8)$$

– элементарного электрического заряда

$$e_{эб} = \frac{M_{эб}}{R_{эб} \tau_{эб}} = \frac{E_{эпб}^{17/4} E_{экт}^{3/4} \Delta E_{эт}^{5/4}}{E_{эпб}^{15/8} E_{эпт}^{11/8} \Delta E_{эб}^{13/4}} = 1,6021892 \cdot 10^{-19}, \text{ Кл}; \quad (9)$$

– электрической постоянной

$$\epsilon_{об} = \frac{M_{эб}}{R_{эб}} = \frac{E_{эпб}^9 E_{экт}^2 \Delta E_{эт}^3}{E_{эпб}^{9/2} E_{эпт}^{7/2} \Delta E_{эб}^8} = 8,8541878 \cdot 10^{-12}, \text{ Ф/м}; \quad (10)$$

– магнитной постоянной

$$\mu_{об} = \frac{R_{эб}^3 \tau_{эб}^2}{M_{эб}} = \frac{E_{эпб}^{15/4} E_{эпт}^{15/4} \Delta E_{эт}^{15/2}}{E_{эпб}^{17/2} E_{экт}^{5/2} \Delta E_{эб}^{5/2}} = 1,2566371 \cdot 10^{-6}, \text{ Гн/м}. \quad (11)$$

Если к выражениям (8) – (11) добавить условия сохранения энергий в каждом объекте

$$\Delta E_{эб} = E_{эб} - E_{эпб}; \quad (12)$$

$$\Delta E_{эт} = E_{экт} - E_{эпт} \quad (13)$$

и решить систему уравнений (8) – (13) относительно неизвестных энергий, то получим

$$E_{эб} = E_{эпб} = 7,39093 \cdot 10^{-22}, \text{ Дж};$$

$$E_{экт} = E_{эпт} = 9,9999998 \cdot 10^{-1}, \text{ Дж}; \quad (14)$$

$$\Delta E_{эб} = 3,2258002 \cdot 10^{-44}, \text{ Дж};$$

$$\Delta E_{эт} = 1,0856858 \cdot 10^{-88}, \text{ Дж}.$$

Найденные таким образом значения энергий позволяют с помощью моделей, приведенных в табл. 2, оценить параметры обоих объектов в условиях их электромагнитного взаимодействия.

Численные значения некоторых физических величин электромагнитного биполя, образованного фотоном как переносчиком электрического взаимодействия в барионном кванте, и магнитного монополя как переносчика электромагнитного взаимодействия в тахионном кванте представлены в табл. 3.

Очевидно, что, электромагнитный биполь образован двумя микрочастицами: фотоном и магнитным монополем с одинаковыми массами ($M_{эб} = M_{эт} = 8,2234833 \cdot 10^{-39} \text{ кг}$), а во всем остальном коренным образом отличающимися друг от друга.

Таблица 3

Численные значения физических параметров биполя: фотона (б) и магнитного монополя (т) в условиях электромагнитного взаимодействия

Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения параметров	
		фотона	магнитного монополя
Взаимодействующие массы	Кг	$M_{\phi} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$M_{\tau} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}$
Плотности вещества	кг/м ³	$\rho_{\phi} = 1,3624292 \cdot 10^{-28}$	$\rho_{\tau} = 3,5735782 \cdot 10^{111}$
Скорости передачи взаимодействия	м/с	$v_{\phi} = 2,997916 \cdot 10^8$	$v_{\tau} = 1,102735 \cdot 10^{19}$
Количества электричества	Кл	$Q_{\phi} = 1,602212 \cdot 10^{-19}$	$Q_{\tau} = 5,2027244 \cdot 10^{80}$
Электрические напряжения	В	$U_{\phi} = 4,6130012 \cdot 10^{-3}$	$U_{\tau} = 1,9220254 \cdot 10^{-81}$
Электрические сопротивления	Ом	$R_{\phi} = 376,72474$	$R_{\tau} = 4,4228968 \cdot 10^{-231}$
Электрические емкости	Ф	$C_{\phi} = 3,4732819 \cdot 10^{-17}$	$C_{\tau} = 2,70688895 \cdot 10^{161}$
Электрические постоянные	Ф/м	$\epsilon_{\phi} = 8,8543896 \cdot 10^{-12}$	$\epsilon_{\tau} = 2,0503342 \cdot 10^{211}$
Напряженности магнитных полей	А/м	$H_{\phi} = 3,1215772$	$H_{\tau} = 3,2916179 \cdot 10^{199}$
Магнитные постоянные	Гн/м	$\mu_{\phi} = 1,2566062 \cdot 10^{-6}$	$\mu_{\tau} = 4,0108165 \cdot 10^{-250}$

Фотон, как известно, – элементарная частица, переносящая электромагнитное взаимодействие.

Скорость передачи взаимодействия фотоном, полученная на основе энергетических моделей измерения и приведенная в табл. 3, почти полностью совпадает со справочными значениями скорости света.

При сравнительно большом радиусе взаимодействия ($R_{\phi} = 3,9226578 \cdot 10^{-6}$ м) фотон обладает весьма низкой плотностью ($\rho_{\phi} = 1,3624232 \cdot 10^{-28}$ кг/м³).

Для сравнения на рис. 2 приведено изменение плотности фотона (ρ_{ϕ}) по сравнению с аналогичными параметрами протона и электрона.

Как видим, плотность вещества в фотоне наиболее низкая среди микрочастиц барионного кванта, что и позволяет ему легко проникать через дифракционную решетку и сетчатку глаза живых организмов, делая электромагнитное взаимодействие наблюдаемым.

Количественная оценка других параметров фотона, приведенная в табл. 3, позволяет его идентифицировать в качестве носителя электрического начала в электромагнитном биполе, тогда как носителем магнитных свойств в биполе, очевидно, является магнитный монополяр, параметры которого приведены в 4-й колонке табл. 3.

Из физических параметров частицы, характеризующих магнитные свойства биполя, прежде всего обращает на себя внимание скорость распространения взаимодействия ($v_{\tau} = 1,102735 \cdot 10^{19}$ м/с), превышающая скорость фотона почти на 11 порядков. Плотность этой частицы предельно высока, а радиус взаимодействия ($R_{\tau} = 3205043 \cdot 10^{-50}$) весьма мал, что и делает эту частицу не наблюдаемой ни современными приборами, ни глазами живых организмов.

менными приборами, ни глазами живых организмов.

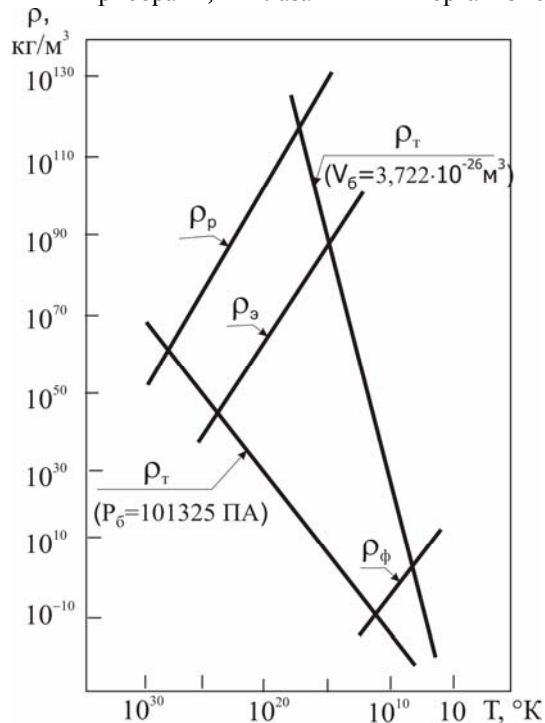


Рис. 2. Изменения плотностей элементарных частиц: фотона (ф), протона (р), электрона (э)

Следует отметить, что приведенные в табл. 3 численные значения параметров фотона и магнитного монополя получены на основе величин их энергий (12), найденных для нормальных термодинамических условий, т.е. при $P_0 = 101325$ Па и $T_0 = 273,15$ °К.

Однако в природе существует немало локальных и планетарных пространств с иными значениями P_0 и T_0 .

Для таких условий в работе [5] предложено оценивать взаимодействующие энергии в изохори-

ческом ($V_6 = \text{const}$) процессе.

Применительно к взаимодействию в электромагнитном биполе значения энергий его объектов можно представить в зависимости от температуры фотона T_ϕ при $V_6 = 6,0358974 \cdot 10^{-17} \text{ м}^3$, что позволяет исследовать влияние температуры барионного кванта в изохорическом процессе на изменение физических параметров электромагнитного биполя (рис. 3).

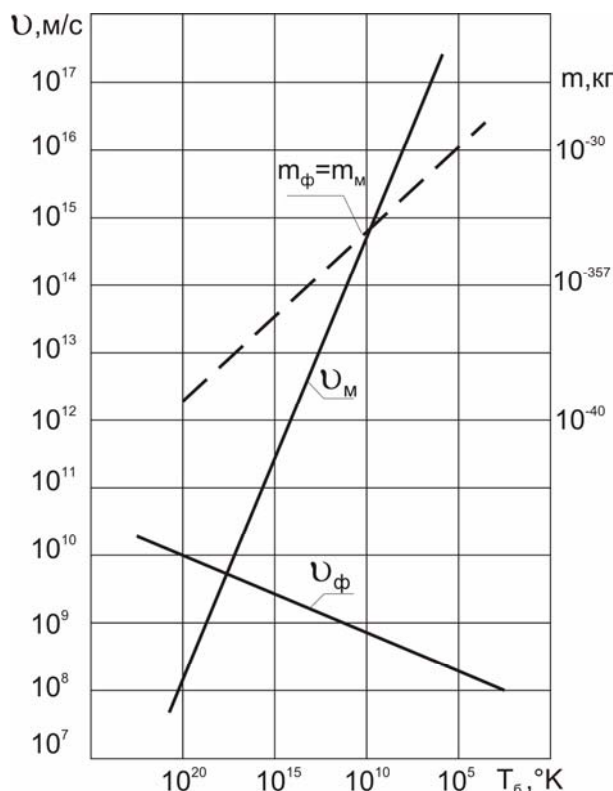


Рис. 3. Влияние температуры T_ϕ на изменение масс (m_ϕ, m_m) и скоростей взаимодействий фотона (v_ϕ) и магнитного монополя (v_m) в электромагнитном биполе при $V_6 = 6,0358974 \cdot 10^{-17} \text{ м}^3$

Как следует из данных, приведенных на рис. 3, в электромагнитном биполе массы объектов равны друг другу и возрастают с понижением температуры. Однако скорости взаимодействия изменяются по-разному. Если скорость взаимодействия фотона с понижением $T_\phi = 273,15 \text{ }^\circ\text{К}$ приближается к скорости света, то v_m существенно возрастает и при нормальной температуре на 11 порядков превышает скорость света.

Энергетический подход к определению физических параметров фотона позволил выявить не только его свойства, но системно оценить скоростные характеристики других микрочастиц. Для таких частиц вещества, как протон, нейтрон и тахион, впервые получены значения скоростей взаимодействия, и они значительно отличаются от известной скорости фотона. При этом скорости взаимодействия электрона ($m_e = 218769 \text{ м/с}$) и протона

$v_p = 8,45372 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}$ существенно меньше скорости фотона, тогда как скорости нейтрона $v_n = 1,4185022 \cdot 10^{18} \text{ м/с}$ и магнитного монополя ($v_m = 1,102735 \cdot 10^{19} \text{ м/с}$) превосходят скорость фотона на несколько порядков.

Выводы

Впервые на основе гипотезы би-вещества определены численные значения физических параметров электромагнитного биполя, т.е. фотона и магнитного монополя.

Энергии взаимодействия этих частиц незначительны и почти на 100 порядков ниже, чем в условиях гравитационного взаимодействия квантов би-вещества.

Скорость передачи электромагнитного взаимодействия фотоном полностью соответствует скорости света, тогда как магнитный монополь передает этот вид взаимодействия на 11 порядков быстрее.

Существенное различие имеет место при сравнительной оценке радиусов взаимодействия фотона и магнитного монополя. Если у фотона он сравнительно велик и составляет $R_\phi = 3,9226578 \cdot 10^{-6} \text{ м}$, то у магнетона эта величина (R_m) более чем на 40 порядков меньше ($R_m = 1,3205043 \cdot 10^{-50} \text{ м}$).

Вследствие таких размеров фотон задерживается сетчаткой газа, фильтруется дифракционной решеткой, фиксируется существующими приборами, т.е. делает электромагнитное взаимодействие наблюдаемым, тогда как магнитный монополь, обладая крайне малыми размерами и чрезвычайно высокой плотностью, пока недоступен измерению ни живыми организмами, ни существующими приборами, т.е. „не светится”, что и дает основание идентифицировать его весь тахионный квант с „темной” массой.

Представленные же в [5 – 6] и данной работе энергетические модели являются основой для расширения исследований по пониманию и количественной оценке физических свойств „темной” массы в электромагнитном взаимодействии.

Литература

1. Ксанфомалити Л. Темная Вселенная / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005 – №5. – С. 58-68.
2. Фейнман Р. Квантовая электродинамика – странная теория света и вещества / Р. Фейнман. – М.: Наука, 1988. – 144 с.
3. Косинов Н.В. Электродинамика физического вакуума / Н.В. Косинов // Физический вакуум и природа. – 1999. – № 1. – С. 24-59.
4. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Формирование

энергетических моделей измерения физических параметров / Н.Г. Толмачев – 2007. – 39 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.khai.edu/download/bi-substance.zip>.

5. Толмачев Н.Г. Влияние термодинамических условий на изменение свойств би-вещества /

Н.Г. Толмачев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 9 (45). – С. 147-152.

6. Спиридонов О.П. Фундаментальные физические постоянные / О.П. Спиридонов – М.: Высш. шк., 1991. – 236 с.

Поступила в редакцию 15.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры "Проектирование самолетов и вертолетов" В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ФОТОНА Й МАГНІТНОГО МОНОПОЛЯ У ЇХ ЕЛЕКТРОМАГНІТНІЙ ВЗАЄМОДІЇ

М.Г. Толмачов

Вперше на основі гіпотези бі-речовини електромагнітну взаємодію представлено у вигляді енергетичного зв'язку фотона (як частки баріонного кванта (б)) і магнітного монополя (як частки тахіонного кванта (т)), визначені потенційні енергії цих часток і за допомогою енергетичних моделей обчислені їх основні фізичні параметри. Встановлено, що обидві мікрочастинки мають однакову масу, яка дорівнює $8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг, яка сильно відрізняється (приблизно на 140 порядків) щільністю й різними швидкостями взаємодії. Якщо фотон передає електромагнітну взаємодію зі швидкістю, рівною швидкості світла, то магнітний монополь передає таку взаємодію на 11 порядків швидше.

Ключові слова: бі-речовина, електромагнітна взаємодія, енергетичні моделі виміру, фотон, магнітний монополь.

DETERMINATION OF PARAMETERS OF A PHOTON AND MAGNETIC MONOPOLE IN THEIR ELECTROMAGNETIC INTERACTION

N.G. Tolmachev

For the first time, on the basis of hypothesis of b-substance, electromagnetic interaction is shown as energy interaction of a photon (as particle of baryon quantum (b)) and a magnetic monopole (as particle of tachyon quantum (t)), potential energy of these particles is determined and their basic physical parameters are calculated by the power models. It is ascertained, that both microparticles have the identical mass, which is equal to $8,2234833 \cdot 10^{-39}$ kg, and strongly distinguished (approximately to 140 orders) density and various speeds of interaction. If a photon transfers electromagnetic interaction with the speed equal to speed of light; magnetic monopole transfers such interaction on 11 orders faster.

Key words: b-substance, electromagnetic interaction, energy models of measuring, quantum, magnetic monopole.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.51

А.Н. АНЮТИН, Л.Н. БУСЛИК, А.Г. ВОЛОВ, А.Е. ДЕМИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ОЦЕНКА ВЕЛИЧИНЫ ПОТЕРЬ В КОМПРЕССОРНОЙ РЕШЕТКЕ С НАКЛОННЫМИ ИЛИ ИЗОГНУТЫМИ В ОКРУЖНОМ НАПРАВЛЕНИИ ЛОПАТКАМИ

На основе вихревого подхода предложено теоретическое решение задачи о течении в компрессорной ступени с наклонными и изогнутыми лопатками. Приведена последовательность решения задачи. Рассмотрено изменение скоростей потока на профиле, обусловленное наклоном лопатки. Проведена оценка изменения степени диффузорности на спинке профиля, а также для потока вблизи ограничивающей стенки. На основе представления вихревой схемы лопатки в виде одиночного вихря, расположенного в плоскости нормальной оси компрессора, предложен подход к оценке влияния наклона лопаток на потери в пристеночной области в компрессорной ступени с наклонными и изогнутыми лопатками.

Ключевые слова: компрессорная решетка, наклон лопаток, вихревой метод, определение потерь.

Введение

Одним из способов воздействия на радиальную структуру потока в осевой турбомашине является использование ступеней с лопатками, изогнутыми в окружном направлении, т.е. отклоненными от радиального направления на некоторый угол δ . Этот угол может быть постоянным по всей высоте лопатки (наклонные лопатки), переменным по радиусу (изогнутые лопатки). Наклон или изогнутость могут быть по всей высоте лопатки или только на части ее высоты. Такие лопатки могут использоваться в неподвижных лопаточных венцах и/или рабочих колесах осевых турбомашин.

Заметный интерес к применению такого исполнения лопаток компрессорных ступеней связан с возможностью снижения в них потерь за счет радиальных перетеканий в пристеночных областях, изменения вторичных течений и реализации предпосылок снижающих отрыв потока. Это нашло подтверждение в целом ряде экспериментальных работ отечественных и зарубежных научных коллективов [1...10]. При этом в работах ХАИ и ЦИАМ показана возможность повышения коэффициента полезного действия (КПД) компрессорной ступени на 1...2% с наклонными и изогнутыми лопатками по сравнению с обычными радиальными ступенями [2, 3, 9].

1. Постановка задачи

Решение задачи расчета осесимметричного течения в лопаточной машине, хотя и позволяет определить параметры потока в ступени с наклонными лопатками, в силу известных приближений невязкого течения не дает возможности оценить величину потерь при использовании этого способа управления

поток. Требуется также некоторые уточнения при использовании изогнутых лопаток. На основе вихревого подхода предлагается теоретическое решение задачи о течении в компрессорной ступени с наклонными и изогнутыми лопатками. При этом изменение скоростей на профиле лопатки и стенки, диффузорности вблизи ограничивающей стенки позволяет выполнить оценку изменения величины потерь. Рассмотрим последовательно этапы решения.

1.1. Изменение скоростей на профиле, обусловленное наклоном лопатки. Поле скоростей вихревой трубки интенсивностью Γ определяется формулой [11]:

$$\vec{W} = \frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \int \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{r^2}. \quad (1)$$

Уравнение (1) аналогично уравнению, выражающему закон Био-Савара в электродинамике. Этот закон устанавливает, что элемент вихревой нити напряжением Γ и длиной dl индуцирует в точке M с координатами (x, y, z) скорость (рис. 1) направленную по нормали к плоскости, содержащей dl и r :

$$dW = \frac{\Gamma}{4 \cdot \pi} \cdot \frac{\sin \alpha}{r^2} \cdot dl, \quad (2)$$

где r – расстояние от элемента вихря до точки M , α – угол между радиус-вектором, проведенным из элемента в точку M , и направлением элемента вихря.

В случае прямолинейного вихря формула (2) приводится к виду $dW = \frac{\Gamma}{4 \cdot \pi \cdot h} \cdot \sin \alpha \cdot dl$,

где h – расстояние от точки M до вихревой нити.

Течение, обусловленное участком АВ вихревой нити (рис. 1) определяется формулой ($\beta = \pi - \alpha_1$):

$$W = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{\tilde{A}}{4 \cdot \pi \cdot h} \cdot \sin \alpha \cdot d\alpha = \frac{\tilde{A}}{4 \cdot \pi \cdot h} \cdot (\cos \alpha_1 + \cos \beta), \quad (3)$$

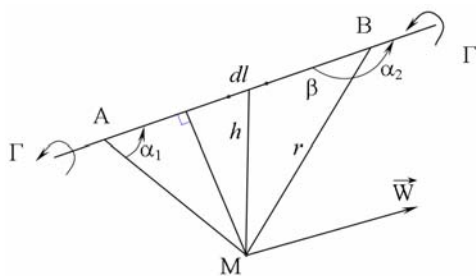


Рис. 1. К расчету скоростей на профиле наклонной лопатки

1.2. Вихревая имитация наклонной лопатки.

Течение вблизи угловой зоны имитируется полубесконечным вихрем, наклонным под углом δ к плоскости $y-z$ и его зеркальным отображением относительно плоскости $x-z$ (рис. 2). Определим скорость в точке M , расположенной на оси x (на торцевой поверхности) и удаленной на расстояние h от оси вихря. Используя формулу (3) и учитывая, что $\alpha_1 = \pi/2 - \delta$, $\beta = 0$, получим на оси x с учетом основного и отраженного вихрей

$$W_z = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot h} \cdot (\sin \delta + 1). \quad (4)$$

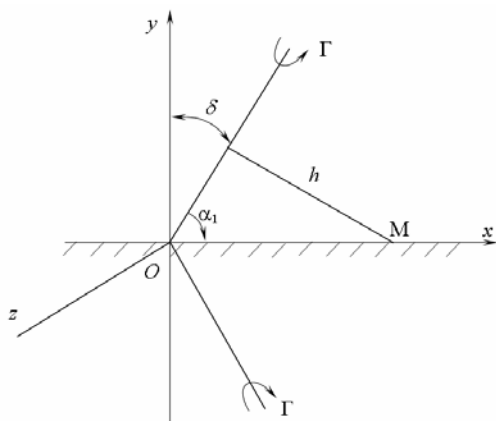


Рис. 2. Вихревая имитация наклонной лопатки

Формула (4) позволяет приближенно сравнить скорости на поверхностях лопаток – наклонной W_z и радиальной ($\delta = 0$) W_{z0} . При наклоне лопатки корытцем к торцевой поверхности максимальная скорость на спинке лопатки вблизи угловой зоны уменьшается

$$W_{\max} / W_{\max 0} \approx 1 - \sin \delta. \quad (5)$$

Решетка наклонных лопаток, имитируемых вихрями интенсивности Γ , расположенных с шагом t вдоль оси x даст следующее значение W_z :

$$W_z \approx \frac{\tilde{A}}{2 \cdot \pi} \cdot (1 + \sin \delta) \cdot \sum_{0}^{\infty} \frac{1}{h + k \cdot t \cdot \cos \delta} - \frac{\tilde{A}}{2 \cdot \pi} \cdot (1 - \sin \delta) \cdot \sum_{0}^{\infty} \frac{1}{k \cdot t \cdot \cos \delta - h}. \quad (6)$$

Учитывая, что расстояние h имеет порядок толщины профиля, а, следовательно, h на порядок меньше t , получим приближенное соотношение

$$W_z \approx \frac{\tilde{A}}{2 \cdot \pi} \cdot (1 + \sin \delta) + \frac{\tilde{A}}{\pi \cdot t \cdot \cos \delta} \cdot \left(\sin \delta - \frac{h}{t \cdot \cos \delta} \right). \quad (7)$$

Анализ формулы (7) показывает, что вблизи угловой зоны скорость W_z достаточно близка определенной по формуле (4).

1.3. Изменение степени диффузорности на спинке профиля. Началу развития срыва потока на спинке профиля соответствует определенное значение степени диффузорности [12].

$$(D_w)_{\text{пр}} = \left(\frac{W_{\max}}{W_2} \right)_{\text{пр}} \approx 1,6 \dots 1,8. \quad (8)$$

Степень диффузорности определяет также толщину потери импульса в диффузорных решетках профилей. За счет изменения степени диффузорности (изменения $W_{\max}$) возможно уменьшение потерь в компрессорной решетке и предотвращение отрыва потока.

В плоской решетке профилей циркуляция на лопатке приблизительно равна

$$\Gamma = \int_a^b (W_{\text{сп}} - W_{\text{кор}}) \cdot dx = t \cdot \Delta W_u. \quad (9)$$

Заменяя реальную эпюру скоростей на поверхности профиля треугольной, можно получить следующее соотношение между $W_{\max}$ и W_1 :

$$\frac{W_{\max}}{W_2} = 1 + a \cdot \frac{t}{b} \cdot \frac{\Delta W_u}{W_1}, \quad (10)$$

где поправочный коэффициент $a \approx 0,5$ учитывает особенности реальной эпюры скоростей. Отсюда следует

$$D_w = \frac{W_{\max}}{W_2} \approx \frac{W_1}{W_2} \cdot \left(1 + 0,5 \cdot \frac{t}{b} \cdot \frac{\Delta W_u}{W_1} \right). \quad (11)$$

2. Оценка влияния наклона лопаток на потери в пристеночной области

Представим вихревую схему лопатки в виде одиночного вихря, расположенного в плоскости $ХОУ$, нормальной оси компрессора. Такой вихрь будет индуцировать в точках этой плоскости скорости W_z , направленные вдоль оси z (оси компрессора). На рис. 3 представлена расчетная схема лопатки высотой h , средняя линия которой (ось вихря) очерчена радиусом R так, что у верхней и нижней торцевых поверхностей отклонение оси лопатки от вертикального направления составляет угол δ . На одной из торцевых поверхностей отметим некоторую точку M , находящуюся на расстоянии h от касательной к средней линии лопатки, где h имитирует полутолщину профиля. Оценка величины скорости в точке M в зависимости от величины угла δ позволяет сопоставить максимальные скорости на профиле для прямой лопатки и лопатки с криволинейной осью.

Алгоритм расчета может быть сведен к следующей последовательности:

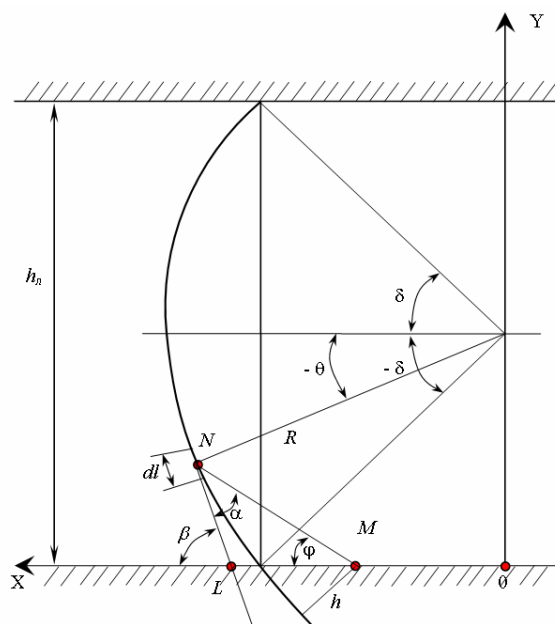


Рис. 3. К расчету течения в венце с изогнутой лопаткой

1) определяется радиус

$$R = \frac{h}{2 \cdot \sin \delta};$$

2) определяется координата точки М:

$$x_M = R \cdot \cos \delta - \frac{h}{\cos \delta}; \quad y_M = 0;$$

3) координаты точки N к учету интегрирования на отображенных вихрях

$$x_N = R \cdot \cos \vartheta; \quad y_N = \frac{h}{2} + R \cdot \sin \vartheta \cdot k \cdot h,$$

где $k=1,2,3,\dots,\infty$;

4) определяем угол

$$\alpha = \beta - \varphi,$$

где $\beta = \pi / 2 + \vartheta$, $\varphi = \arctg((y_N - y_M) / (x_N - x_M))$;

5) учитывая, что радиус r в формуле (2) соответствует длине отрезка MN, имеем

$$r = (y_N - y_M)^2 + (x_N - x_M)^2;$$

6) учтем также соотношение

$$dl = R d\theta.$$

Формула для расчета W_z в точке М в соответствии со схемой на рис. 3 может быть представлена в следующем виде

$$W_z = \frac{\Gamma \cdot R}{2 \cdot \pi} \cdot \int_{-\delta}^{\delta} \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\sin \alpha}{r^2} d\vartheta. \quad (12)$$

Принимая, что на профиле вблизи от стенки имеем

$$\frac{W_{\max}}{W_{\max 0}} = \frac{W_z}{W_{z 0}},$$

можем оценить изменение степени диффузорности для пристеночных сечений, обусловленной наклоном лопатки с учетом (11) и (12):

$$D_W = D_{W 0} \cdot \frac{W_z}{W_{z 0}}. \quad (13)$$

Потери в решетке непосредственно зависят от толщины потери импульса на выходе [13]:

$$\zeta = \frac{2 \cdot \delta^{**}}{t \cdot \sin \beta_2} \cdot \frac{\sin^2 \beta_1}{\sin^2 \beta_2}, \quad (14)$$

где ζ – коэффициент потерь. График изменения безразмерной толщины потери импульса от степени диффузорности представлен на рис. 4 [13].

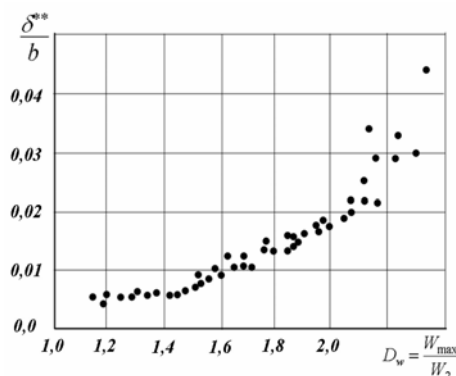


Рис. 4. Зависимость безразмерной толщины потери импульса от фактора диффузорности [13]

Эта кривая приближенно аппроксимируется формулой

$$\delta^{**} = 0,005 + 0,0235 \cdot (D_W - 1,2)^2. \quad (15)$$

Оценивая изменение величины δ^{**} в зависимости от степени диффузорности, можно оценить и величину потерь (14).

Заключение

Таким образом, на основе вихревого метода получено теоретическое решение о течении в компрессорной ступени с наклонными и изогнутыми лопатками, проанализировано изменение скоростей на профиле лопатки и степени диффузорности для потока вблизи ограничивающей стенки, позволяющее производить оценку изменения величины потерь.

Литература

1. Аютин А.Н. Распространение возмущений, вызванных тангенциальным наклоном лопаток осевого компрессора / А.Н. Аютин, В.С. Дука // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – 1986. – Вып. 53. – С. 6-9.
2. Брехов А.Ф. Исследование радиальной структуры течения в компрессорной ступени с наклонными лопатками направляющего аппарата / А.Ф. Брехов, Л.Н. Буслик, В.Н. Ершов, А.В. Склад // Х.: Энергетическое машиностроение. – 1987. – Вып. 44. – С. 42-44.

3. Брехов А.Ф. Характеристика ступени осевого компрессора с наклонными лопатками / А.Ф. Брехов, Л.Н. Буслик, А.В. Скляр // Газовая динамика двигателей и их элементов. – 1987. – С. 57-60.

4. Брехов А.Ф. Окружной наклон лопаток в компрессорной ступени / А.Ф. Брехов, А.Е. Демин, А.В. Скляр // Газовая динамика двигателей и их элементов. – 1987. – С. 60-65.

5. Богод А.Б. Повышение КПД дозвуковой ступени осевого компрессора посредством применения направляющего аппарата с пространственной формой лопаток / А.Б. Богод, А.М. Петровичев и др. // Научн. техн. отчет ЦИАМ № 11220, 1988. – 96 с.

6. Брусиловский И.В. Исследование возможностей повышения КПД осевого вентилятора за счет снижения потерь давления в специальном спрямляющем аппарате / И.В. Брусиловский, С.А. Исакович и др. // Научн.-техн. отчет ЦАГИ, №12160, 1988. – 123 с.

7. Савин Н.М. Экспериментальное исследование влияния формы изогнутости лопаток направляющего аппарата в окружном направлении на характеристики ступени осевого компрессора /

Н.М. Савин, А.М. Петровичев // Научн. техн. отчет ЦИАМ № 11518. – М., 1988. – 108 с.

8. Терещенко Ю.Н. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю.Н. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1988. – 168 с.

9. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: пер. с англ. / Н. Кампсти – М.: Мир, 2000. – 688 с.

10. Бойко А.В. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашины: монография / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Еришов, А.В. Русанов, С.Д. Северин. – Х.: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.

11. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей / А.И. Борисенко. – М.: Оборонгиз, 1968. – 794 с.

12. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей; Т.1 / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.

13. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин / К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

Поступила в редакцию 14.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой 203 С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ВЕЛИЧИНИ ВТРАТ В КОМПРЕСОРНИХ ГРАТКАХ З ЛОПАТКАМИ, ЩО Є ПОХИЛИМИ АБО ЗАГНУТИМИ В ОКУРЖНОМУ НАПРЯМКУ

А.М. Анютин, Л.М. Буслік, О.Г. Волов, О.Є. Дьомін

На основі вихрового підходу запропоновано теоретичне розв'язання задачі про течію в компресорному ступені з лопатками, що є похилими або загнутими в окружному напрямку. Наведені етапи розв'язання задачі. Розглянуто зміну швидкостей потоку на профілі, що обумовлена нахилом лопатки. Проведена оцінка зміни ступеня дифузійності на спинці профілю, а також для потоку поблизу обмежувачої стінки. На основі представлення вихрової схеми лопатки у вигляді одиночного вихору, розташованого в площині, що є нормальною до осі компресора, запропоновано підхід до оцінки впливу нахилу лопаток на втрати в пристінковій області в компресорному ступені з лопатками, що є похилими або загнутими в окружному напрямку.

Ключові слова: компресорна гратка, нахил лопаток, вихровий метод, визначення втрат.

LOSSES ESTIMATION IN THE COMPRESSOR GRID WITH SLOPING OR BENT IN CIRCUITOUS DIRECTION SHOULDER-BLADES

A.N. Anutin, L.N. Booslik, A.G. Volov, A.E. Dyomin

On the basis of vortex approach the theoretical solution of the flowfield in the compressor stage with the sloping and bent shoulder-blades is offered. Task decision stages are presented. The sloping shoulder-blade vortex imitation is executed. of suction surface diffusion degree change Estimation is conducted, and also for flow near the limiting wall. On the basis of vortex chart of shoulder-blade as a single whirlwind presentation, which is located in plane, normal to the axis of compressor, estimation of influencing of inclination of shoulder-blades on the losses in the near wall region in the compressor stage with the sloping and bent shoulder-blades approach is offered.

Key words: compressor grid, inclination of shoulder-blades, vortex approach, losses determination.

1. Анютин Анатолий Никитич канд. техн. наук, доцент, доцент, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

2. Буслик Леонид Николаевич канд. техн. наук, доцент, доцент, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

3. Волов Александр Геннадиевич, канд. техн. наук, доцент кафедры, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

4. Демин Александр Евгеньевич канд. техн. наук, ст.научн. сотрудник, ст.научн. сотрудник, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.396.98

В.И. БАРЫШЕВ, А.В. МАЗУРЕНКО, В.В. ПЕЧЕНИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

РЕАЛИЗАЦИЯ БЕСКОНТУРНОГО ЧАСТОТНОГО ДИСКРИМИНАТОРА НА ЦИФРОВЫХ ЭЛЕМЕНТАХ

В статье предложена схема бесконтурного частотного дискриминатора, который отличается от существующих более высокой помехоустойчивостью на краях полосы пропускания. Рассмотрен практический вариант реализации аналогового частотного дискриминатора на цифровой элементной базе, что существенно повышает временную стабильность его параметров и особенно стабильность элементов задержки. Даны рекомендации по реализации цифрового частотного дискриминатора с помощью современных вычислительных устройств. Приведены результаты имитационного моделирования работы амплитудного частотного дискриминатора, выполненного на ЭВМ.

Ключевые слова: доплеровские измерительные системы, бесконтурный частотный дискриминатор, цифровой амплитудный частотный дискриминатор, модель амплитудного частотного дискриминатора.

Введение

Частотные дискриминаторы являются неотъемлемой частью радиотехнических систем, предназначенных для измерения скоростных параметров движения воздушных, космических, наземных и морских объектов, выполняющих различные целевые задачи.

Основные направления, связанные с улучшением точности частотных измерений, общеизвестны, и сводятся в основном к повышению помехоустойчивости дискриминатора при наличии расстройке доплеровского сигнала и стабильности измерений, которая зависит от изменения характеристик элементной базы, вызываемых изменениями внешних условий, таких например, как температура, влажность, давление, высотность и т.д.

Решение задачи повышения помехоустойчивости связано с разработкой таких частотных дискриминаторов, которые по своим характеристикам должны быть близки к оптимальным.

Повышение временной стабильности частотных измерений может быть достигнуто за счет использования элементной базы, нечувствительной к изменениям внешних факторов, оговоренных выше.

Цель настоящей работы состояла в разработке практического варианта цифрового частотного дискриминатора, который должен обеспечивать характеристики помехоустойчивости не хуже аналога, сохраняя высокую стабильность основных технических характеристик, при изменении внешних условий эксплуатации.

Разработка цифрового варианта амплитудного частотного дискриминатора

Существуют и используются в практике частотных измерений различные варианты их практической реализации с применением цифровой элементной базы [1, 2]. В большинстве этих цифровых дискриминаторов применены простые и удобные для технической реализации представления измерительного сигнала в виде sign-преобразования, т.е. двухстороннего ограничения входной смеси полезного сигнала и шума. Несмотря на очевидный факт отсутствия существенных информационных потерь, особенно при больших величинах энергетического отношения сигнал/помеха, возможности повышения помехоустойчивости дискриминаторов за счет обработки оказываются ограниченными, поскольку информация о параметрах аддитивной помехи резко уменьшается.

В данной работе используется другой принцип построения цифрового частотного дискриминатора [3]. Последовательность операций, которые выполняются частотным дискриминатором в аналоговом варианте реализуется с использованием структурной схемы, представленной на рис. 1. В таком частотном дискриминаторе используется амплитудный принцип определения частоты входного сигнала, поэтому он был условно назван амплитудным частотным дискриминатором (АЧД).

На вход дискриминатора поступает узкополосный сигнал

$$U(t) = U_0 \cos[2\pi(f_0 \pm F)t + \varphi_0], \quad (1)$$

где U_0 , φ_0 – амплитуда и начальная фаза сигнала; F – расстройка частоты сигнала относительно промежуточной частоты приемника f_0 ; АД₁, АД₂ – амплитудные детекторы; У – усилитель с коэффициентом усиления γ .

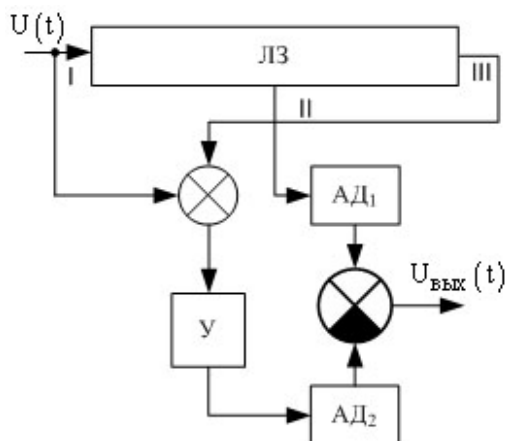


Рис. 1. Структурная схема амплитудного частотного дискриминатора

Для удобства анализа промежуточную частоту можно представить в виде:

$$f_0 = f_\phi + \Delta f_\phi,$$

где f_ϕ – фиксированная частота, определяющая выбор времени задержки $\tau_3 = \frac{1}{2f_\phi}$, между отводами I и II линии задержки линии задержки (ЛЗ); Δf_ϕ – некоторая фиксированная разность частот f_0 и f_ϕ .

Коэффициент γ определяется согласно выражению

$$\gamma = \frac{1}{2\pi\Delta f_\phi\tau_3}. \quad (2)$$

После преобразования сигнала (1) в соответствии с схемой (рис. 1) выходное напряжение будет равно:

$$U_{\text{ВЫХ}} \approx \pm U_0 K_d \frac{F}{\Delta f_\phi}, \quad (3)$$

где K_d – коэффициент передачи амплитудных детекторов (для простоты полагалось, что коэффициенты передачи АД₁ и АД₂ одинаковы).

Зависимость выходного напряжения $U_{\text{ВЫХ}}$ частотного дискриминатора от частоты входного сигнала имеет вид, указанный на графике (рис. 2), который представляет собой дискриминационную характеристику разработанного устройства.

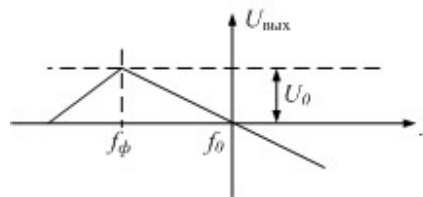


Рис. 2. Дискриминационная характеристика АЧД

Как видно из графика, на частотах ниже f_ϕ , определяемой выбранным временем задержки ЛЗ, наблюдается излом дискриминационной характеристики, что ведет к неоднозначности определения частоты сигнала. Поэтому в качестве рабочего участка дискриминатора выбирается диапазон расстроек $|F| \leq \Delta f_\phi$, в котором дискриминационная характеристика линейная.

Представленный на рис. 1 амплитудный частотный дискриминатор можно реализовать в цифровом варианте (рис. 3).

На рис. 3: Z^{-1} – элемент задержки отсчета сигнала на Δt_d (Δt_d – период дискретизации сигнала);

$N = 2n$ – количество элементов задержки цифрового эквивалента ЛЗ.

Количество элементов задержки цифрового эквивалента ЛЗ зависит от соотношения требуемого времени задержки τ_3 и интервала дискретизации сигнала. Исходя из того, что время задержки между отводами I и II, а также II и III ЛЗ (рис. 1) равно $\tau_{3I-II} = \tau_{3II-III} = \frac{\tau_3}{2}$, очевидно, что N должно быть величиной четной:

$$\begin{aligned} N = 2n &= V\left(\frac{\tau_3}{\Delta t_d}\right) = V\left(\frac{1}{2f_\phi\Delta t_d}\right) = \\ &= V\left(\frac{f_d}{2f_\phi}\right) = V\left(\frac{f_d}{2[f_0 - \Delta f_\phi]}\right), \end{aligned} \quad (4)$$

где $V(\bullet)$ – оператор определения ближайшего четного.

Порядок M , а также вид полинома для аппроксимации амплитудно-частотных характеристик выходных фильтров низких частот (ФНЧ) амплитудных детекторов рассчитываются исходя из необходимости обеспечения условий:

$$\left. \begin{aligned} f_{\text{пр.}} &\geq F, \\ f_{\text{зд.}} &\leq f_0 - \Delta f_\phi, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

где $f_{\text{пр.}}$ – частота пропускания цифрового ФНЧ; $f_{\text{зд.}}$ – частота задерживания цифрового фильтра низких частот.

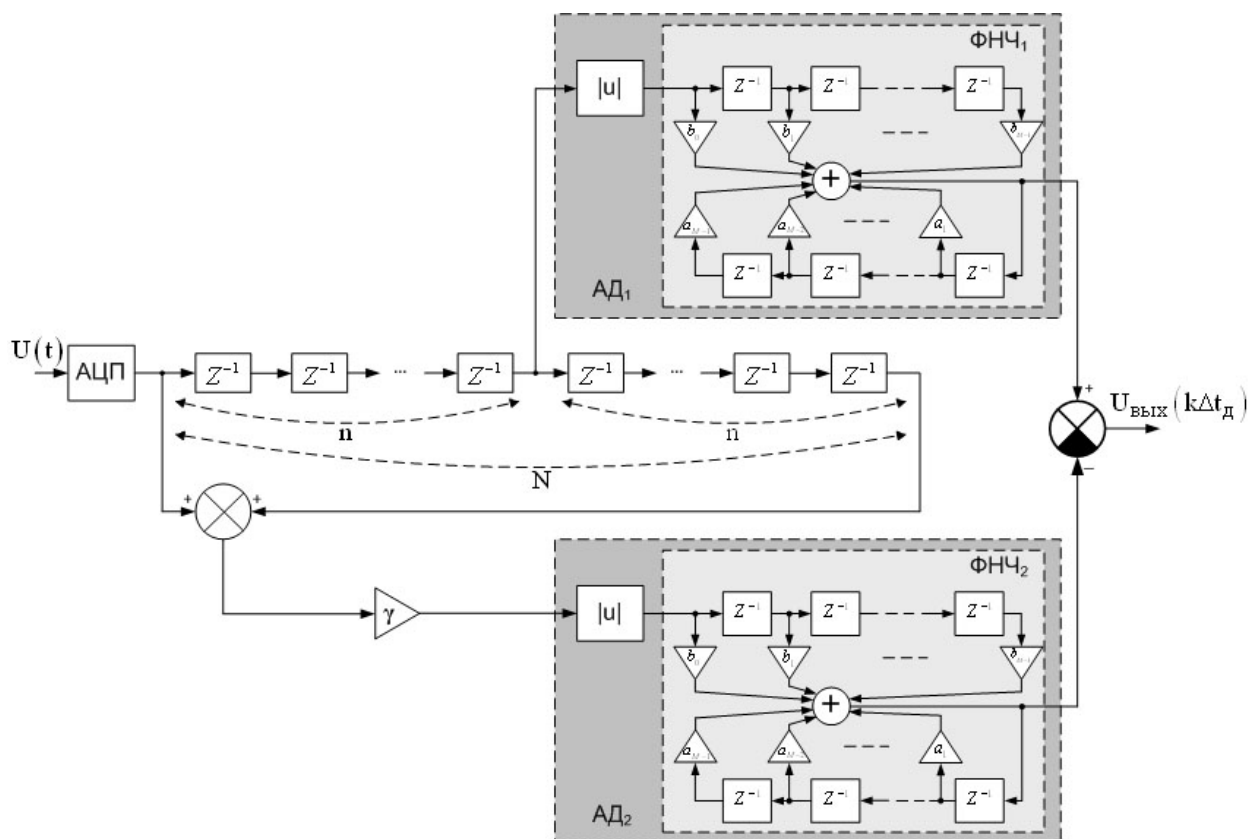


Рис. 3. Структурная схема цифрового АЧД

Схема цифрового АЧД (рис. 3) может быть реализована с использованием так называемых встроенных систем [4]. В зависимости от используемых компонентов, различают несколько типов встроенных систем:

- системы с использованием цифровых сигнальных процессоров (DSP – Digital Signal Processors) [5];
- системы, основанные на цифровой логике, реализуемой с помощью программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) [6];
- системы на основе микроконтроллеров [4].

Обобщенная структурная схема реализации частотного дискриминатора на DSP или ПЛИС представлена на рис. 4.

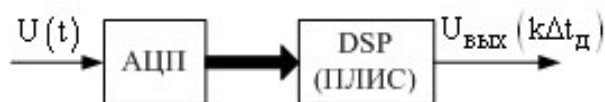


Рис. 4. Структурная схема реализации цифрового АЧД на основе цифрового сигнального процессора или ПЛИС

На рис. 4: АЦП – аналого-цифровой преобразователь; $U_{ВЫХ}(k\Delta t_д)$ – отсчеты выходного сигнала;

k – номер текущего отсчета $k \in N$, где N – число отсчетов сигнала на интервале наблюдения.

Использование микроконтроллеров для реализации разработанного цифрового АЧД ограничивается их низкой производительностью.

Результаты моделирования цифрового АЧД

Детерминированный случай. В качестве модели сигнала на входе цифрового АЧД выберем выражение для сигнала с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) вида:

$$S(t) = S_0 \sin \left[2\pi \left(f_0 - \frac{F_d}{2} + \frac{F_d t}{t_m} \right) t \right], \quad (6)$$

где S_0 – амплитуда сигнала; F_d – частота девиации; f_0 – промежуточная частота приемника; t_m – время моделирования.

Модель цифрового АЧД, синтезированная в инструментальном приложении Simulink среды моделирования Matlab, представлена на рис. 5.

При моделировании использовались следующие параметры сигнала: $S_0 = 1B$; $f_0 = 465kГц$; $\Delta f_{\phi} = 10kГц$; $F_d = 20kГц$; $t_m = 10мс$.

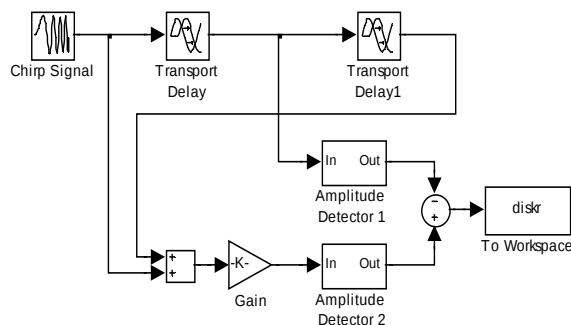


Рис. 5. Модель цифрового АЧД

В результате воздействия на схему (рис. 3) сигнала (6) в момент окончания моделирования на ее выходе получим отсчеты сигнала, представляющего собой цифровой аналог дискриминационной характеристики. Нормированная дискриминационная характеристика цифрового АЧД приведена на рис. 6.

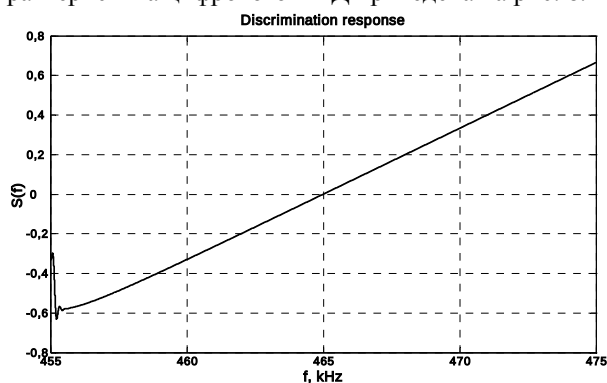
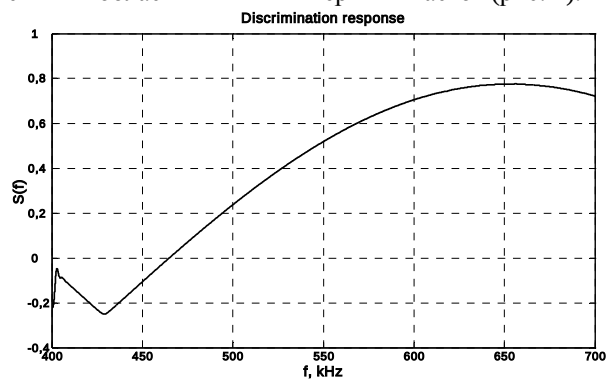


Рис. 6. Дискриминационная характеристика цифрового АЧД

Нелинейный характер начального участка дискриминационной характеристики связан с переходными процессами в цифровых фильтрах амплитудных детекторов и цифрового эквивалента ЛЗ (в начальный момент времени напряжение на отводах II и III линии задержки равны нулю).

При выходе за пределы рабочего участка АЧД наблюдается излом дискриминационной характеристики в области нижних и верхних частот (рис. 7).

Рис. 7. Дискриминационная характеристика цифрового АЧД при $|F| > \Delta f_\Phi$

Стохастический анализ. На входе узкополосной части приемного тракта (далее – формирующий фильтр) действует стационарный случайный процесс, представляющий собой аддитивную смесь сигнала (6) и нормального белого шума (НБШ):

$$U(t) = S(t) + n(t). \quad (7)$$

Амплитудно-частотная характеристика формирующего фильтра (ФФ) имеет вид гауссовой кривой:

$$K(f)_{\Phi\Phi} = K_0 e^{-2\pi \left(\frac{f-f_0}{\Delta f} \right)^2}, \quad (5)$$

где K_0 – коэффициент передачи формирующего фильтра; f_0 – резонансная частота формирующего фильтра; Δf – полоса пропускания формирующего фильтра.

При воздействии на систему ФФ-АЧД сигнала (7) на выходе имеет место случайный процесс, соответствующий стохастическому эквиваленту дискриминационной характеристики (рис. 8). Примечательно, что воздействие шумов приводит к смещению дискриминационной характеристики и уменьшению ее крутизны.

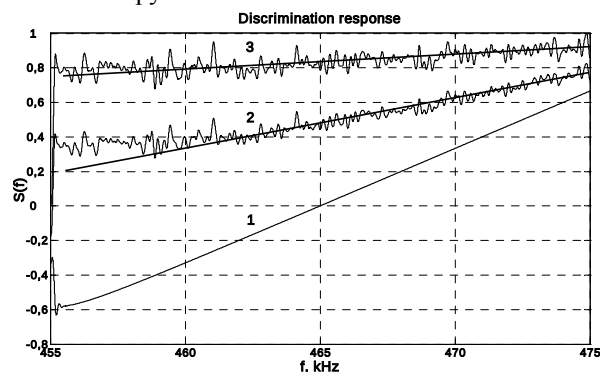


Рис. 8. Эквиваленты дискриминационных характеристик цифрового АЧД при СКО шума: 1 - $\sigma_0 = 0$; 2 - $\sigma_0 = 0,02$; 3 - $\sigma_0 = 0,05$

Заключение

В работе осуществлен синтез и анализ цифрового амплитудного частотного дискриминатора, который по своим характеристикам помехоустойчивости не хуже аналогового варианта.

Замена аналоговой структуры ее цифровым эквивалентом позволяет обеспечить более высокие показатели стабильности основных технических характеристик при изменении внешних условий эксплуатации.

Полученные результаты могут быть использованы при модернизации существующих и вновь разрабатываемых радиотехнических систем и комплексов, предназначенных для измерения параметров движения объектов различного назначения.

Литература

1. Цифровые радионавигационные устройства / В.В. Баращенко, А.Е. Лутченко, Е.М. Скороходов и др.; под ред. В.Б. Смолова. – М.: Радио и связь, 1980. – 288 с.
2. Лихарев В.А. Цифровые методы и устройства в радиолокации / В.А. Лихарев. – М.: Сов. радио, 1973. – 190 с.
3. Барышев В.И. Анализ частотных дискриминаторов, выполненных на электромагнитной линии задержки / В.И. Барышев, В.В. Печенин // Интегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні (ІКТМ-2005): тези доповідей міжнародної

науково-технічної конференції. 16 – 18 листопада 2005 р. – Харків, 2005. – С. 287.

4. Барышев И.В. Прикладные вопросы цифровой обработки информации. Часть 1. Применение микроконтроллеров в РТС сбора, обработки и передачи информации / И.В. Барышев, А.В. Мазуренко, О.А. Горбуненко. – Х.: ХАИ, 2006. – 112 с.

5. Солонина А.И. Алгоритмы и процессоры цифровой обработки сигналов / А.И. Солонина, Д.А. Улахович, Л.А. Яковлев. – СПб.: БХВ-Петербург, 2001. – 464 с.

6. Стешенко В.Б. ПЛИС фирмы Altera: проектирование устройств обработки сигналов / В.Б. Стешенко - М.: ДОДЭКА, 2000. – 128 с.

Поступила в редакцию 10.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РЕАЛІЗАЦІЯ БЕЗКОНТУРНОГО ЧАСТОТНОГО ДИСКРИМІНАТОРА НА ЦИФРОВИХ ЕЛЕМЕНТАХ

В.І. Барішев, О.В. Мазуренко, В.В. Печенін

В статті запропонована схема безконтурного частотного дискримінатора, що відрізняється від існуючих більш високою завадостійкістю на краях смуги пропускання. Розглянуто практичний варіант реалізації аналогового частотного дискримінатора на цифровій елементній базі, що істотно підвищує часову стабільність його параметрів і особливо стабільність елементів затримки. Дано рекомендації щодо реалізації цифрового частотного дискримінатора за допомогою сучасних обчислювальних пристроїв. Наведено результати імітаційного моделювання роботи амплітудного частотного дискримінатора, виконаного на ЕОМ.

Ключові слова: доплерівські вимірювальні системи, безконтурний частотний дискримінатор, цифровий амплітудний частотний дискримінатор, модель амплітудного частотного дискримінатора.

IMPLEMENTATION OF A RIPPLE-FREE FREQUENCY DISCRIMINATOR ON DIGITAL UNITS

V.I. Baryshev, O.V. Mazurenko, V.V. Pechenin

In the article the scheme of a ripple-free frequency discriminator is proposed. The discriminator has higher noise immunity in comparison with existing discriminators. The practical version of implementation of an analogue frequency discriminator on digital element base is surveyed, that essentially increases temporary stability of its parameters and especially stability of delay components. Recommendations concerning digital frequency discriminator realisation based on modern computing devices are given. Simulation results, performed using PC, are adduced.

Key words: Doppler measurements system, ripple-free frequency discriminator, digital amplitude frequency discriminator, model of amplitude frequency discriminator.

Барышев Владимир Игоревич – аспирант кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Мазуренко Александр Владимирович - канд. техн. наук, доцент кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: almaz@xai.edu.ua.

Печенин Валерий Васильевич - д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 658.012

М.А. ЛАТКИН, В.М. ИЛЮШКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОЦЕНКА ДЛИТЕЛЬНОСТИ И СТОИМОСТИ ПРОЕКТОВ С УЧЕТОМ НЕГАТИВНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ РИСКОВ

Рассмотрена проблема управления целями, сроками, стоимостью и рисками проекта. Для определения плановых значений длительности и стоимости выполнения работ предложено использовать критерии экономической эффективности проекта, вероятности возникновения неблагоприятных событий и соответствующие потери в случае их наступления. Усовершенствован метод оценки длительности и стоимости проекта с учетом негативного воздействия рисков на достижение основных результатов проекта. Это дает возможность формировать план управления проектом, направленный на снижение негативного воздействия проектных рисков.

Ключевые слова: управление проектами, оценка длительности и стоимости проекта, оценка рисков проекта, проектный анализ.

Введение

Многие научные и производственные предприятия аэрокосмической отрасли Украины осуществляют свою основную деятельность через управление проектами и осознают пользу от применения современных технологий проектного менеджмента. Для успешной реализации сложных наукоемких проектов по созданию новых образцов авиационной техники необходимы усилия многих предприятий, большие затраты времени, ресурсов и финансовых средств. Обычно такие проекты редко завершают в запланированные денежные средства и временные сроки [1].

Постоянно изменяющееся внешнее окружение и внутренняя среда проекта могут приводить к возникновению различных неблагоприятных событий, наступление которых трудно полностью предусмотреть на этапе планирования проекта. К основным процессам планирования проекта относят: определение содержания и структуры работ проекта; назначение необходимых ресурсов и персонала для выполнения работ; оценка длительности и стоимости работ; формирование расписания выполнения работ и бюджета проекта. Подробно эти процессы, вместе с другими базовыми предметными областями проектного менеджмента, описаны в общепринятых международных стандартах по управлению проектами (РМВОК) [2, 3].

Под проектными рисками обычно понимают возможность наступления неблагоприятных для проекта событий, приводящих к материальным, временным, финансовым и другим потерям. То есть отклонения от расписания выполнения работ и

бюджета проекта можно рассматривать как проектные риски, негативное воздействие которых на достижение основных целей и результатов проекта необходимо учитывать на этапе его планирования.

Для оценки экономической эффективности проекта обычно используют следующие общепринятые показатели [4, 5]: приведенный доход (PV); чистый приведенный доход (NPV); индекс прибыльности (PI); внутренняя норма рентабельности (IRR); период окупаемости (PP). Однако данные показатели не учитывают риски, которые могут возникнуть в процессе реализации проекта, повлиять на его эффективность и, следовательно, на принятие решения по дальнейшему продолжению проекта.

При обосновании выбора проекта, кроме показателей экономической эффективности, необходимо определить негативное воздействие рисков проекта на достижение его целей, возможные неблагоприятные события, которые приводят к увеличению стоимости и длительности выполнения работ проекта, а также величину потерь в случае наступления проектных рисков.

Таким образом, перед руководителем проекта возникает **проблема**, связанная с управлением целями, сроками, стоимостью и рисками проекта, с определением экономической эффективности проекта в зависимости от принятого расписания выполнения работ и бюджета на этапе планирования проекта.

Анализ существующих публикаций [6, 7] в рамках выделенной проблемы позволяет сделать следующие выводы:

– большинство успешных предприятий осуществляют свою деятельность с помощью совре-

менных технологий управления проектами;

- при принятии решений по выбору проектов для дальнейшей реализации используют общепринятые показатели оценки экономической эффективности проектов;

- при формировании плана управления проектом применяют метод PERT для определения длительности и стоимости выполнения работ проекта.

В качестве нерешенных частей рассматриваемой проблемной области можно выделить:

- существует необходимость в проведении совместной оценки длительности, стоимости проекта и негативного воздействия рисков на достижение его целей;

- отсутствует общепринятый подход к выбору плановых значений длительности и стоимости выполнения работ проекта;

- при определении экономической эффективности проектов следует учитывать возможность проектных рисков и величину потерь в случае их наступления.

Таким образом, определение длительности и стоимости выполнения работ проекта для последующего формирования плана управления проектом, направленного на снижение негативного воздействия проектных рисков представляет собой **актуальную научно-прикладную задачу**, которая до сих пор достаточно полно и удачно не решена.

1. Постановка задачи и основная идея решения

Целью статьи является обеспечение формирования эффективного плана управления проектом на основе дальнейшего совершенствования методов оценки длительности и стоимости проектов за счет учета негативного воздействия проектных рисков на достижение основных результатов проекта.

Процессы планирования в управлении проектами являются наиболее важными и служат основой для контроля выполнения работ проекта. План проекта, составленный с ошибками и не учитывающий возможные неблагоприятные события, будет причиной многих рисков, наступление которых может привести к постоянному внесению изменений в проект и его перепланированию.

На этапе планирования любого проекта трудно точно определить длительность T и стоимость C выполнения какой-нибудь его работы, и эти значения рассматривают как случайные величины, которые распределены по нормальному закону. Выбор этого закона распределения для случайных величин T и C подтвердим с помощью центральной предельной теоремы теории вероятности, которая состоит в следующем – каковы бы ни были законы

распределения отдельных случайных величин, закон распределения их суммы будет близок к нормальному [8].

Действительно, для эффективного планирования проекта формируют иерархическую структуру его работ, длительность выполнения которых на нижнем уровне декомпозиции составляет 7-10 дней. В свою очередь, каждую такую работу можно дальше декомпозировать на большое количество более мелких заданий, имеющих длительности часы и еще меньшую стоимость, которые тоже рассматривают как случайные величины.

Рассмотрим применение метода PERT для расчета характеристик случайной величины C :

- математическое ожидание

$$m_c = \frac{C_{opt} + 4C_{ver} + C_{pes}}{6},$$

- дисперсия $D_c = \left(\frac{C_{pes} - C_{opt}}{6} \right)^2$,

- среднеквадратическое отклонение $\sigma_c = \sqrt{D_c}$,

где C_{opt} , C_{ver} , C_{pes} – оптимистическое, наиболее вероятное, пессимистическое значения случайной величины C .

Обычно в качестве планового значения стоимости выполнения работы проекта принимают математическое ожидание m_c или любое другое значение случайной величины C в интервале от m_c до C_{pes} . Тогда под риском превышения стоимости выполнения работы проекта будем понимать событие, когда случайная величина C попадет в область правее планового значения C_{pl} (рис. 1).

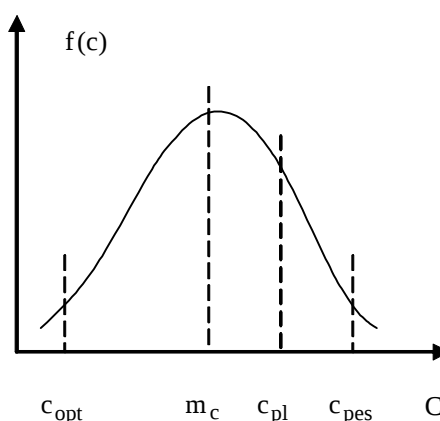


Рис. 1. Распределение случайной величины C

Причинами риска превышения стоимости выполнения работы проекта могут быть: увеличение

закупочной стоимости материалов и оборудования; увеличение затрат на содержание и эксплуатацию оборудования; увеличение затрат на оплату труда персонала; потребность в привлечении дополнительных ресурсов и исполнителей.

В качестве основных количественных характеристик проектных рисков обычно выделяют вероятность возникновения неблагоприятного события (p) и соответствующие потери в случае его наступления (U). Тогда вероятность риска превышения стоимости выполнения работы проекта, то есть вероятность попадания случайной величины C в интервал от c_{pl} до c_{pes} (рис. 1), будем определять с помощью функции Лапласа

$$p = \Phi\left(\frac{c_{pes} - m_c}{\sigma_c}\right) - \Phi\left(\frac{c_{pl} - m_c}{\sigma_c}\right). \quad (1)$$

Максимальные потери U_{max} в случае наступления риска превышения стоимости выполнения работы проекта составят

$$U_{max} = c_{pes} - c_{pl}. \quad (2)$$

Аналогично (1) и (2) можно определить вероятность риска превышения длительности выполнения работы проекта и соответствующие потери в случае его наступления.

Проектные менеджеры, исходя из опыта лучших практик, рекомендуют выбирать плановые значения длительности и стоимости работ проекта в интервале от математического ожидания до пессимистической оценки (рис. 1), так как в этом случае вероятности рисков превышения длительности, стоимости выполнения работы и соответствующие потери будут незначительными. Однако при этом возрастает длительность, стоимость выполнения работ проекта в целом, и станут хуже значения показателей экономической эффективности проекта.

При выборе наиболее привлекательных проектов для их последующей реализации, при проведении оценки и анализа различных сценариев развития проекта менеджеры широко применяют показатель NPV:

$$NPV = \sum_{i=0}^n \frac{NCF_i}{(1+d)^i}, \quad (3)$$

где i – порядковый номер интервала планирования проекта;

n – общее число интервалов планирования проекта;

d – ставка дисконта по проекту;

NCF_i – чистый поток денежных средств за i -й интервал планирования проекта.

Таким образом, существует следующее противоречие: для удовлетворения требований инвесторов по критерию экономической эффективности

проекта (3) необходимо выбирать плановые значения длительности и стоимости работ в интервале от математического ожидания до оптимистической оценки; для снижения негативного воздействия рисков превышения длительности, стоимости выполнения работ проекта по критериям (1, 2) необходимо выбирать плановые значения длительности и стоимости работ в интервале от математического ожидания до пессимистической оценки (рис. 1).

Для решения указанного противоречия разработан метод оценки длительности и стоимости выполнения работ с учетом негативного воздействия рисков на достижение основных результатов проекта, который состоит из следующих этапов:

1. Выделение необходимого уровня декомпозиции иерархической структуры работ проекта (фазы, этапы, работы).

2. Определение оценок и параметров распределения случайных величин длительности, стоимости выполнения работ проекта (T, C) с помощью метода PERT.

3. Определение плановых значений длительности и стоимости выполнения работ проекта (t_{pl}, c_{pl}).

4. Расчет вероятностей наступления рисков превышения длительности, стоимости выполнения работ проекта и соответствующих потерь на основе (1, 2).

5. Расчет чистого приведенного дохода проекта (NPV) с учетом выбранных плановых значений длительности и стоимости выполнения работ проекта на основе (3).

6. Если $NPV < 0$ или не удовлетворяет требуемому уровню экономической эффективности проекта, то определяем новые плановые значения длительности и стоимости выполнения работ проекта, и переходим к этапу 4.

7. Проведение переговоров между заказчиком и исполнителем проекта, назначение директивных сроков и стоимости выполнения работ проекта.

Рассмотрим практическое применение метода оценки длительности и стоимости выполнения работ с учетом негативного воздействия рисков на примере проекта создания беспилотного летательного аппарата (БПЛА).

2. Оценка стоимости проекта создания БПЛА с учетом негативного воздействия рисков

БПЛА в основном предназначен для воздушного наблюдения за опасными производственными объектами, которые могут быть источником возникновения различных чрезвычайных ситуаций. В реа-

лизации проекта по созданию БПЛА принимают участие НИИ проблем физического моделирования и малое предприятие «АСУ ХАИ». Последовательность этапов жизненного цикла проекта по созданию БПЛА и оценки стоимости их выполнения приведены в табл. 1.

Продолжительность фазы проектирования БПЛА составляет приблизительно 3 года, а затраты на ее выполнение – около 2 млн. грн. Фаза производства и продажи БПЛА рассчитана минимум на 3 года. Предполагаемый объем продаж составляет 10 шт. БПЛА за год по цене 2 млн. грн. за каждую единицу. Чистая прибыль за продажу 1 шт. БПЛА составляет 500 тыс. грн.

При формировании плана и бюджета проекта по созданию БПЛА было рассмотрено несколько возможных сценариев его реализации при ставке дисконта (d), равной 25 % годовых в гривне. В со-

ответствие с изложенным выше методом, оценки длительности и стоимости выполнения работ с учетом негативного воздействия рисков рассчитаны изменения показателей экономической эффективности (NPV) проекта по созданию БПЛА и возможных потерь в случае наступления соответствующих проектных рисков (табл. 2).

Полученные результаты были рассмотрены по критериям (3) и (2) заказчиком и исполнителем проекта по созданию БПЛА.

Плановые значения стоимости выполнения этапов (табл. 1) признаны приемлемыми по уровню экономической эффективности и возможным потерям, и были приняты в качестве директивных для проекта по созданию БПЛА.

Действуя подобным образом, можно определить плановые значения длительности выполнения этапов проекта по созданию БПЛА.

Таблица 1

Оценка стоимости этапов проекта по созданию БПЛА

Наименование этапа	Оптимистическая оценка C_{opt} , грн.	Пессимистическая оценка C_{pes} , грн.	Плановое значение C_{pl} , грн.
Фаза проектирования			
Внешнее проектирование	80000	110000	100000
Общее проектирование	55000	85000	75000
Проектирование частей	310000	370000	350000
Проектирование цеха	55000	85000	75000
Изготовление опытного образца	940000	1030000	1000000
Испытания	360000	420000	400000
Фаза производства и продажи			
Производство 1 шт. БПЛА	1440000	1530000	1500000

Таблица 2

Оценка NPV и возможных потерь при реализации проекта по созданию БПЛА

Наименование этапа	Год реализации проекта	Оптимистический сценарий		Пессимистический сценарий		Плановый сценарий	
		NCF, грн.	U_{max} , грн.	NCF, грн.	U_{max} , грн.	NCF, грн.	U_{max} , грн.
Внешнее проектирование	1	- 108000	60000	- 156000	0	- 140000	20000
Общее проектирование							
Проектирование частей	2	- 234000	90000	- 292000	0	- 272000	30000
Проектирование цеха							
Изготовление опытного образца	3	- 670000	150000	- 744000	0	- 718000	50000
Испытания							
Производство и продажа 10 шт. БПЛА	4	2295000	900000	1926000	0	2049000	300000
Производство и продажа 10 шт. БПЛА	5	1835000	900000	1541000	0	1639000	300000
Производство и продажа 10 шт. БПЛА	6	1470000	900000	1234000	0	1312000	300000
Итого		4600000	3000000	3500000	0	4000000	980000

Заключение

На основе совместного применения методов PERT и дисконтирования денежных потоков предложено определять плановые значения длительно-

сти и стоимости выполнения работ по критериям экономической эффективности проекта, вероятности возникновения неблагоприятных событий и соответствующих потерь в случае их наступления. Это позволяет менеджерам формировать план управле-

ния проектом, направленный на снижение негативного воздействия проектных рисков.

Основной научный результат состоит в дальнейшем совершенствовании методов оценки длительности и стоимости проектов за счет учета негативного воздействия рисков на достижение основных целей и результатов проекта.

Практические результаты данной публикации были использованы при формировании плана управления проектом по созданию беспилотного летательного аппарата, выполняемым малым предприятием «АСУ ХАИ».

Литература

1. Товс А.С. Управление проектами: стандарты, методы, опыт / А.С. Товс, Г.Л. Ципес. – М.: ЗАО «Олимп-Бизнес», 2003. – 240 с.
2. Бушуев С.Д. Керівництво з питань проект-

ного менеджменту / С.Д. Бушуєв. – К.: Українська асоціація управління проектами, 1999. – 197 с.

3. Клиффорд Грей. Управление проектами: практическое руководство: пер. с англ. / Клиффорд Ф. Грей, Эрик У. Ларсон. – М.: «Дело и Сервис», 2003. – 528 с.

4. Верба В.А. Проектний аналіз: підручник / В.А. Верба, О.А. Загородніх. – К.: КНЕУ, 2000. – 322 с.

5. Кобиляцький Л.С. Управління проектами: навч. посіб. / Л.С. Кобиляцький. – К.: МАУП, 2002. – 200 с.

6. Арчибальд Р. Управление высокотехнологичными программами и проектами: пер. с англ. / Р. Арчибальд. – М.: ДМК Пресс, 2002. – 464 с.

7. Грашина М. Управление рисками как интегральная часть методологии проектного менеджмента [Электронный ресурс] / М. Грашина, М. Ньюэлл. – Режим доступа: <http://www.intalev.com.ua>.

8. Вентцель Е.С. Теория вероятностей и ее инженерные приложения / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров. – М.: Наука, 1988. – 480 с.

Поступила в редакцию 14.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой менеджмента И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ТРИВАЛОСТІ ТА ВАРТОСТІ ПРОЕКТУ З УРАХУВАННЯМ НЕГАТИВНОГО ВПЛИВУ РИЗИКІВ

М.О. Латкін, В.М. Ілюшко

Розглянуто проблему управління цілями, строками, вартістю та ризиками проекту. Для визначення планових значень тривалості та вартості виконання робіт запропоновано використати критерії економічної ефективності, імовірності виникнення несприятливих подій та відповідні втрати у випадку їх настання. Удосконалено метод оцінки тривалості та вартості проекту з урахуванням негативного впливу ризиків на досягнення основних результатів проекту. Це дає змогу формувати план управління проектом, що спрямований на зниження негативного впливу проектних ризиків.

Ключові слова: управління проектами, оцінка тривалості та вартості проекту, оцінка ризиків проекту, проектний аналіз.

ESTIMATION OF DURATION AND COST OF PROJECTS TAKING INTO ACCOUNT NEGATIVE INFLUENCE OF RISKS

M.A. Latkin, V.M. Ilyushko

The problem of management is considered by the purposes, terms, cost and risks of the project. For definition of planned values of duration and cost of performance of works it is offered to use criteria of economic efficiency of the project, probability of occurrence of adverse events and corresponding losses in case of their approach. The method of an estimation of duration and cost of the project taking into account negative influence of risks on achievement of the basic results of the project is improved. It gives the chance to form the plan of management of the project, directed on decrease in negative influence of project risks.

Key words: project management, estimation of duration and project cost, estimation of risks of the project, project analysis.

Латкин Матвей Алексеевич — канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Ілюшко Виктор Михайлович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Амброжевич А.В.	5
Амброжевич М.В.	51
Анютин А.Н.	85
Барышев В.И.	89
Барышева Е.С.	56
Бойко Л.Г.	56
Бокучава Г.В.	75
Борисов В.С.	56
Буслик Л.Н.	85
Волов А.Г.	85
Демин А.Е.	85
Долженко И.Ю.	5
Дрынов О.Н.	56
Жукова-Бойко Т.Н.	63
Илюшко В.М.	94
Карташев А.С.	51
Карумидзе Г.С.	75
Коломийцев А.В.	5
Кулик А.С.	11, 18
Курин М.А.	47

Ларьков С.Н.	5
Латкин М.А.	94
Мазуренко А.В.	89
Марюхненко В.С.	25
Мельничук А.П.	41
Нарожный В.В.	11
Нестеренко С.Ю.	63
Огиенко С.А.	70
Оранский А.И.	63
Печенин В.В.	89
Пустовойтов В.П.	30
Резникова О.В.	18
Середа В.А.	51
Сетракова Я.А.	70
Суббота А.М.	18
Таран А.Н.	11
Толмачев Н.Г.	79
Чесноков А.В.	37
Широков Б. М.	75
Яшин С.А.	51