

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, И.Ю. ДОЛЖЕНКО¹, А.В. КОЛОМИЙЦЕВ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Харьковский НИИ судебных экспертиз им. Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Украина*

КОМПЛЕКСНАЯ ТРАЕКТОРНАЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МИКРО-БЛА

Построена газодинамическая модель микро-БЛА с предельно высокой плотностью компоновки, имеющая внешнее и внутреннее обтекание. Модель задана в контрольном объеме, который связан с БЛА. Также реализованы модели динамики запуска и свободного полета, отображающие траекторное поведение БЛА в переменных полях поверхностных и массовых сил. Представленный полный траекторный цикл миниатюрного БЛА отображается замкнутой нестационарной моделью третьего ранга, представляющей собой комплекс взаимосвязанных элементов. Наглядно продемонстрирована унификация методов решения внутри- и внешнебаллистических задач.

Ключевые слова: микро-БЛА, твердотельная маска, аэрогазодинамическая модель, неотражающие границы.

Введение

Современное состояние научно-исследовательского инструментария в целом характеризуется унификацией на основе континуальных моделей механики сплошных сред, идущей на смену традиционным узкоспециализированным на частных видах физических процессов интегральным моделям нулевого ранга с решающей ролью эмпирической параметризации. Главной предпосылкой данной тенденции является возможность экстенсивного использования известных сеточных методов решения уравнений механики сплошных сред в условиях перманентного прогресса информационных технологий.

В этом смысле не составляет исключения и класс процессов, традиционно относимый к сфере интересов внутренней и внешней баллистики [1]. Здесь налицо процесс взаимодействия миниатюрного летательного аппарата (метательного снаряда), вводимого в полет тепловой расширительной машиной (ствольного пускового устройства), с внутренней – газовой (генерируемой за счет предварительной аккумуляции или пиротехническим способом) и внешней – воздушной средами в поле сил земного тяготения. Тем самым формулируется аэрогазодинамическая краевая задача, замыкающаяся уравнениями движения по направляющей и динамики полета, соответственно – на внутреннем и внешнем участках траектории [2].

Имеется также и предпосылка функционально-эволютивного характера к подобной трансформации исследовательского инструментария. Наряду с об-

щей тенденцией перехода от транспортных систем с баллистическими траекториями полета к адаптивно управляемым, отмечается рост интереса к перспективным комплексам с беспилотным ЛА масштабного ряда и облика, свойственного объектам артиллерийско-стрелкового вооружения [3].

Структура комплексной траекторной модели

По аналогии с [2] полный траекторный цикл миниатюрного БЛА отображается замкнутой нестационарной моделью третьего ранга, представляющей собой комплекс взаимосвязанных элементов:

1) газодинамической модели внешнего и внутреннего обтекания, заданной в контрольном объеме (КО), связанном с ЛА (рис. 1);

2) модели динамики запуска и свободного полета, отображающей траекторное поведение БЛА в переменных полях поверхностных и массовых сил.

Заданная согласно п.1 газодинамическая модель является доминантой комплекса, а динамическая модель по п.2 выступает в роли замыкающего звена.

Наличие КО, связанного с ЛА в состоянии траекторного движения, предопределяет использование неинерциальной системы отсчета.

1. Уравнения комплексно-сопряженной аэрогазодинамической и механической модели траекторного движения летательного аппарата

Принципиальная основа физико-математического описания газодинамической составляющей процесса в КО аналогична применяемой в извест-

ных комплексно-сопряженных моделях импульсных тепловых машин и свободнолетающих ЛА [4 – 6]. Для достижения формальной однородности модельных представлений факторов различной физической природы используется аппарат источников-стоков (ИС) массы, импульса и энергии. С учетом пространственной неоднородности полета ЛА в гравитационном поле и условий обтекания набегающим потоком физические поля, образующие процесс свободного полета ЛА, представлены в прямоугольных координатах. Также наподобие [4 – 6] определяющие модель процесса законы сохранения массы, импульса и энергии выражены в векторно-матричных терминах:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \Phi = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \vec{\Delta}_{(n)}. \quad (1)$$

Основные математические объекты, включенные в систему (1), комплект условий однозначности решения векторно-матричного уравнения унифицированной модели течения в КО, также используемые в дальнейшем изложении, представлены в [4 – 6].

Положения подвижных границ КО определяются решением сопряженной задачи запуска и свободного полета ЛА. Также положение этих границ определяет условия сопряжения аэрогазодинамической и динамической составляющих комплексной модели. В соответствии с методом особенностей [7 – 9, 17 – 19], совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией источников-стоков (ИС) материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом и «свободных». На протяжении малых интервалов времени, ассоциированных с временными шагами, такого рода ИС полагаются автономными явлениями, к которым

применим принцип суперпозиции в виде семейства параллельно-последовательных схем.

2. Подмодель процесса генерации рабочего тела

Процесс поступления углекислоты в конечной своей газообразной фазе подчинен интегралу Эйлера:

$$w = \sqrt{2c_{pCO_2} T_{CO_2} \left\{ 1 - \left(\frac{p}{p_{CO_2}} \right)^{\gamma_{CO_2}} \right\}}, \quad (2)$$

откуда

$$T = T_{CO_2} - \frac{w^2}{2c_{pCO_2}} \rightarrow p = \frac{p}{R_{CO_2} T_{CO_2}},$$

где p – локальное значение давления, чем определяется покомпонентный состав источниковых членов группы «2» системы (1) при условии изоэнтропичности процесса и сохранения импульса скорости:

$$\left(\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(2)} = \frac{\rho w A}{\Delta V} \{1, 1, S_{CO_2}, 0, 0, w, \epsilon_{CO_2}\}, \quad (3)$$

где A , ΔV – площадь и объем зоны истечения CO_2 из баллона (рис. 1).

3. Связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей в контрольном объеме

Фазы траекторного движения БЛА подчиняется уравнениям динамики тела переменной массы, [10 – 15], движущегося по ствольной направляющей, а затем – в поле сил земного тяготения, под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям и моментов, действующих относительно центра масс:

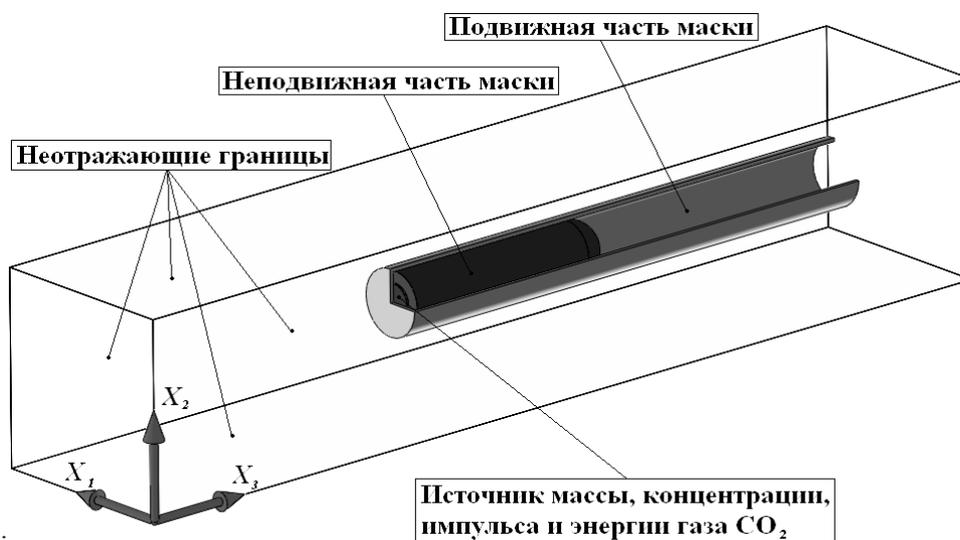


Рис. 1. Контрольный объем с объектом исследований

$$\frac{dM_{\text{ЛА}}}{dt} = - \int_{\Omega_{(3)}} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_{\Gamma} \right)_{(3)} dV; \quad (4)$$

$$\frac{d(M_{\text{ЛА}} \vec{u})}{dt} = - \int_{\sigma_{(5)}} \bar{\Delta}_{I(5)} \vec{n}_{(5)} d\sigma - \vec{i}_k M_{\text{ТС}} g; \quad (5)$$

$$\left(\frac{\partial \omega_k}{\partial t} \right) = \frac{M_k}{I_k}, \quad k=1,2,3, \quad (6)$$

где $M_{\text{ЛА}}$ – масса БЛА; \vec{u} – скорость движения центра масс; $\Omega_{(3)}$ – зона генерации рабочего тела; $\vec{n}_{(5)}$ – единичный вектор внешней нормали к поверхности БЛА; $\sigma_{(5)}$ – внутренняя и внешняя поверхности ЛА; g – ускорение свободного падения; ω_k – компоненты угловых скоростей; M_k – проекции траекторных моментов; I_k – осевые моменты инерции.

Интегрирование системы уравнений (4) – (6) позволяет получить внутренний и внешний участки траектории ЛА.

Ускоренное движение КО обуславливает неинерциальный характер связанной системы отсчета:

$$\left(\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{Неин. СО}} = \left(\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{Ин. СО}} + \frac{\partial \vec{u}}{\partial t}, \quad (7)$$

где Неин. СО и Ин. СО – неинерциальная и инерциальная системы отсчета.

4. Сеточное отображение топологических свойств контрольного объема

Сеточное отображение топологии КО представляет собой телесную твердотельную маску, составленную из ансамбля непроницаемых ячеек, исключенного из геометрической подобласти решения эволюционной аэрогазодинамической задачи в соответствии с условиями взаимодействия подвижных и неподвижных частей комплекса «ЛА + ПУ».

Пример фазовых состояний твердотельной модели и соответствующей маски одного из проектных вариантов комплекса «ЛА + ПУ» представлен на рис. 2. Для отображения условий газодинамического взаимодействия ЛА с прочими телами, вовлеченными в траекторный процесс (пусковым устройством), в КО задается система объемных твердотельных масок, воспроизводящих телесность объектов КО, движение которых определяется решением уравнений процесса запуска и динамики полета ЛА.

Маска формируется с использованием операции импорта твердотельного образа поверхностей, сгенерированного в системе SolidWorks, в среду алгоритмического языка FORTRAN Visual Pro ver. 6.6.

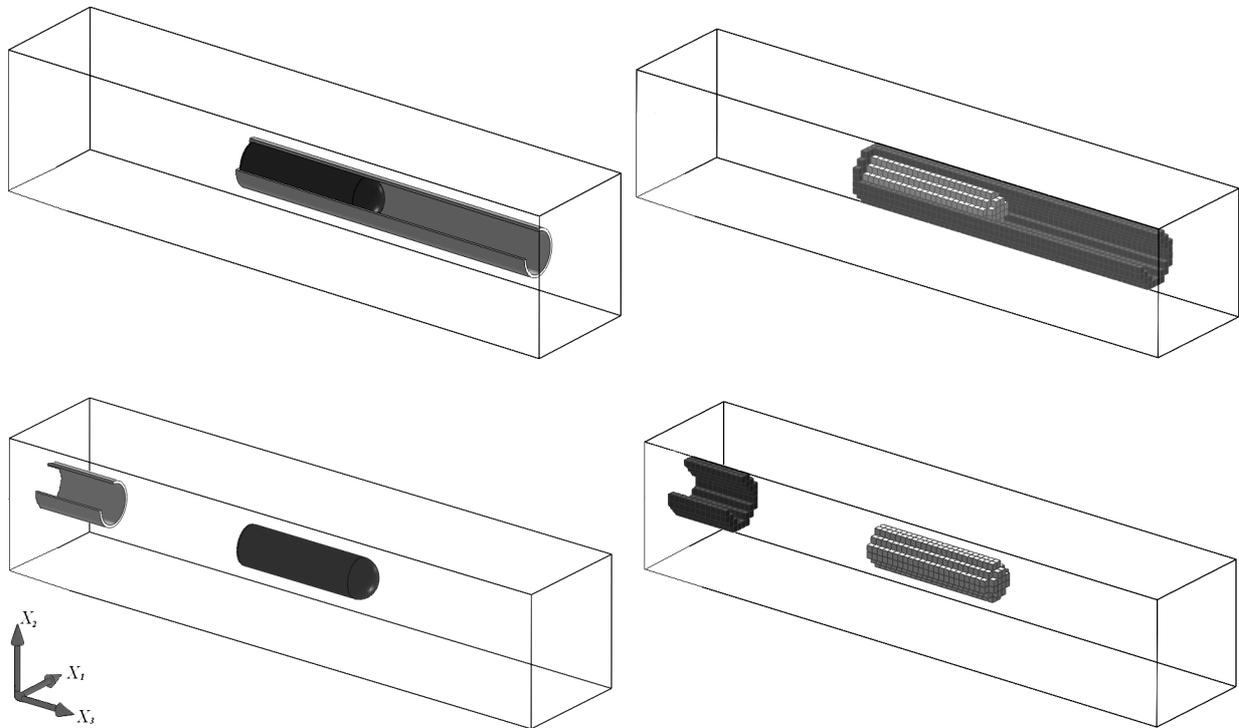


Рис. 2. Траекторная эволюция твердотельных моделей и соответствующих поверхностных масок системы «ПУ + ЛА»

5. Имитация диссипативных свойств

Способы отображения диссипативной сигнатуры физического оригинала разнообразны и вариативны: от уравнений Навье-Стокса до приближенных подходов гидравлики. Учитывая имманентную безальтернативность феноменологических форм представления факторов диссипации на фоне модели механики сплошных сред, во всех случаях неизбежно использование эмпирических констант (коэффициентов турбулентной вязкости, гидравлических потерь и т.п.). В условиях комплексных практических задач, как правило, априорная информация вида необходимого набора констант отсутствует, что приводит к нецелесообразности применения усложненных моделей диссипативных процессов.

В связи с вышеизложенным, в представленной модели используется принцип отображения диссипативной сигнатуры, исходящий из подтвержденного на практике предположения о подобии структур коэффициентов вязкости – физической и аппроксимационной [16].

Диссипация в процессе обтекания внешней поверхности БЛА и внутренней поверхности пусковой направляющей воспроизводится путем нормирования аппроксимационной вязкости [4 – 6], что может рассматриваться в качестве однопараметрической модели турбулентности.

Заключение

Однородность метода применительно к различным режимам полета: активным, активно-реактивным, пассивным: представленный метод моделирования исследования, базирующийся на общих представлениях аэрогазодинамики и динамики полета, универсально пригоден к решению множества задач, ранее составлявших монополярную сферу подходов внутренней и внешней баллистики, и вследствие этого может быть без принципиальных изменений применен к проблематике систем с пиротехническими принципами действия.

Литература

1. Коломийцев А.В. Метод расчетного и экспериментального определения облика снаряда специального назначения с заданными аэродинамическими свойствами: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.01; защищена 05.06.05; утв. 11.12.05 / Коломийцев Александр Викторович. – Х., 2005. – 234 с.

2. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.

3. Данные по микро-БЛА. [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://defenseupdate.com>.

4. Амброжевич А.В. Численное моделирование течений в тепловых двигателях и энергоустановках / А.В. Амброжевич. – Х.: ХАИ, 1995. – 146 с.

5. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: монография / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.

6. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.

7. Рождественский Б.Л. Системы квазилинейных уравнений и их приложения к газовой динамике / Б.Л. Рождественский, Н.Н. Яненко. – М.: Наука, 1978. – 688 с.

8. Кочин Н.Е. К теории разрывов в жидкости / Н.Е. Кочин. *Собр. соч. в 2-х т., т.2*. – М.: Наука, 1948. – С. 5-42.

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

10. Амброжевич М.В. Унифицированные разноразмерные модели поршневых двигателей летательных аппаратов для опережающих исследований рабочего процесса / М.В. Амброжевич // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – Вип. 41/6. – С. 40-44.

11. Амброжевич М.В. Комплексно-сопряженная модель рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе / М.В. Амброжевич // *Двигуни та енергоустановки: Зб. наук. пр.* – 2002. – Вип. 30. – С. 37-42.

12. Амброжевич М.В. Интегрированная технология опережающих исследований рабочего процесса в авиационном двухтактном поршневом двигателе / М.В. Амброжевич // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – Вип. 42/7. – С. 78-82.

13. Амброжевич М.В. Унифицированные разноразмерные модели поршневых двигателей летательных аппаратов для опережающих исследований рабочего процесса / М.В. Амброжевич // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – Вип. 41/6. – С. 40-44.

14. Амброжевич М.В. Комплексное газодинамическое и механическое моделирование мотокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей малых тяг: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.01; защищена 05.10.04; утв. 11.02.05 / Амброжевич Майя Владимировна. – Х., 2004. – 183 с.

15. Комплексно-сопряженные модели импульсных тепловых машин. Комплексно-сопряженные модели авиационных двухтактных поршневых двигателей: отчет о НИР (заключительный): 84 с. – Г-401-28/2003 Том.1 № Д/р – 0100U004030. – Х.: ХАИ. – 2005.

16. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О.М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1984. – 520 с.

17. Мушитуков Д.А. Приближенная модель нестационарных пространственно неоднородных течений в решетках лопаточных машин / Д.А. Мушитуков, А.В. Амброжевич // Энергетическое машиностроение. – 1988. – Вып. 46. – С. 13-18.

18. Амброжевич А.В. Численный метод реализации плоской модели течения среды в решетке лопаточной машины / А.В. Амброжевич // Энергетическое машиностроение. – 1988. – Вып. 46. – С. 93-99.

19. Амброжевич А.В. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Серeda // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6(53). – С. 5-10.

19. Амброжевич А.В. Малоресурсный метод численного моделирования течений в геометрических областях сложной формы / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.А. Серeda // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6(53). – С. 5-10.

Поступила в редакцию 20.03.2009

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

КОМПЛЕКСНА ТРАЕКТОРНА ГАЗОДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ МІКРО-БЛА

О.В. Амброжевич, І.Ю. Долженко, О.В. Коломійцев

Побудована газодинамічна модель мікро-БЛА з гранично високою щільністю компонування, що має зовнішнє і внутрішнє обтікання. Модель задана в контрольному обсязі, що зв'язаний із БЛА. Також реалізовані моделі динаміки запуску і вільного польоту, що відображають траєкторне поведіння БЛА в перемінних полях поверхневих і масових сил. Представлений повний траєкторний цикл мініатюрного БЛА відображається замкнутою нестационарною моделлю третього рангу, що представляє собою комплекс взаємозалежних елементів. Наочно продемонстрована уніфікація методів рішення внутрішньо- та зовнішньобалістичних задач.

Ключові слова: мікро-БЛА, твердотільна маска, аерогазодинамічна модель, невідпорні границі.

THE COMPLEX GAS-DYNAMICS PATH MODEL OF MICRO-PILOTLESS VEHICLE

A.V. Ambrozhevitch, I.Y. Dolzhenko, A.V. Kolomijetcev.

It is constructed gas-dynamic model of mikro-pilotless vehicle with extremely high density of the configuration, having an external and internal flow. The model is set in control volume which is connected with pilotless vehicle. Also models of dynamics of start and the free flight, displaying path behavior pilotless vehicle in variation fields of superficial and mass forces are realized. Presented full path the cycle tiny pilotless vehicle is displayed by the closed non-stationary model of the third rank representing a complex of interconnected elements. Unification of methods of the decision internal and exterior ballistics problems is visually shown.

Key words: micro-pilotless vehicle, solid model, aerogasdynamics model, nonreflective frames.

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, e-mail: dolzhenko_ivan@mail.ru.

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

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

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

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ ПРИВАРНОЙ АРМАТУРЫ ВЫСОКОРЕСУРСНОГО ТРУБОПРОВОДА: ИЗГОТОВЛЕНИЕ СФЕРИЧЕСКИХ И КОНУСНЫХ НАКОНЕЧНИКОВ

Изложены некоторые особенности технологических операций гидродинамической штамповки сферических и конусных наконечников высокоресурсного трубопровода воздушных систем ЛА. Представлены основные схемы типовых технологических процессов гидродинамической штамповки приварной арматуры. Отмечены особенности технологии изготовления двухслойных усиленных сферических и конусных наконечников, которые состоят из двух элементов – наружного (охватывающего) и внутреннего; оба элемента должны иметь между собой прочное неподвижное беззазорное сочленение, обеспечиваемое штамповочной операцией – одной или несколькими. Рассмотрено несколько альтернативных вариантов маршрутных технологий изготовления деталей отмеченного типа. В качестве примера приведена маршрутная технология изготовления сферического наконечника АНУ.7400.001.011 для трубчатой заготовки $\text{Ø}50 \times 0,8$ мм из титанового сплава ПТ-7М.

Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, технологический процесс, сферический и конусный наконечники, заготовка, операция.

Введение

Высокоресурсный трубопровод воздушных систем летательных аппаратов (ЛА) изготавливают методом сборки-сварки из набора унифицированных элементов и приварной арматуры [1].

В самолетостроении при монтаже отдельных участков трубопроводов широкое распространение получило соединение сфера-конус (рис. 1), обеспечивающее герметичность стыка участков магистралей, компенсацию их угловых и линейных переме-

щений под воздействием переменных эксплуатационных нагрузок. К элементам соединения сфера-конус – сферическим и конусным наконечникам предъявляют жесткие требования соответствия критериям качества и технологичности.

Одним из способов изготовления элементов высокоресурсного трубопровода является гидродинамическая штамповка (ГДШ) [2].

В предыдущей публикации были приведены требования к геометрическим и физическим параметрам заготовок, а также к технологическому оснащению оборудования для гидродинамической штамповки; предложена инженерная методика расчета энергосиловых параметров при реализации этого процесса [3].

Данная статья является логическим продолжением предыдущей, где рассмотрены технологические операции изготовления некоторых элементов приварной арматуры высокоресурсного трубопровода методом ГДШ – сферических и конусных наконечников. Также, в качестве примера, приведена маршрутная технология изготовления сферического наконечника АНУ.7400.001.011 из титанового сплава ПТ-7М.

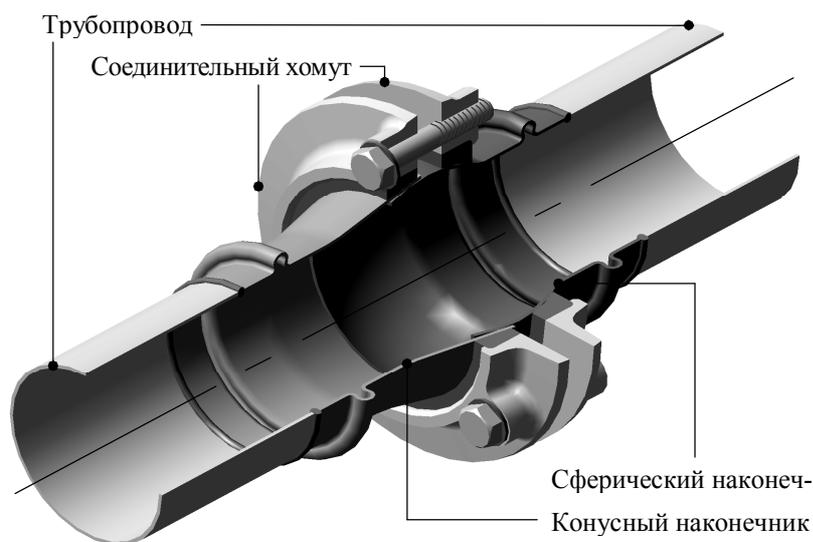


Рис. 1. Соединение трубопровода типа сфера-конус

1. Общая характеристика технологических процессов изготовления сферических и конусных наконечников

При разработке технологических процессов изготовления изделий заданы, как правило, чертеж детали и механические характеристики материала заготовки.

Разработку технологии гидродинамической штамповки деталей осуществляют в установленной последовательности [4 – 6]:

- анализ конструктивных особенностей детали;
- расчет размеров заготовок и их выбор;
- выбор конструкции и проектирование технологической оснастки;
- определение энергосиловых параметров процесса;
- определение режимов обработки;
- разработка технологических карт.

В общем, состав типового технологического процесса изготовления на пресс-пушке элементов соединения сфера-конус сводится к следующему:

- подготовить оснастку и заготовку;
- установить заготовку в матрицу;
- подать матрицу в технологическую зону пресс-пушки;
- произвести сборку штамповой оснастки и подготовить пресс-пушку к рабочему циклу (выстрелу);
- штамповать;
- произвести разборку штамповой оснастки;
- извлечь матрицу из технологической зоны пресс-пушки;

- снять отштампованную деталь.

После выполнения формообразующего перехода деталь термообработать (рекристаллизационный отжиг). Последний переход – калибровочный, выполняется с установкой калибровочного заряда.

Формообразование некоторых элементов, например конусов, целесообразно производить попарно из одной заготовки с последующим их разделением [5].

В отличие от изготовления однослойных элементов, технологический процесс получения двухслойных наконечников имеет ряд особенностей. Импульсная штамповка позволяет каждый вид деталей изготавливать в одном штампе.

Так, при формовке наконечников оба слоя преимущественно штампуют поочередно, причем внутреннюю деталь штампуют по ранее отформованной наружной. После раздачи первой заготовки деталь торцуют до номинального размера для получения возможности установки второго слоя вовнутрь.

На рис. 2 представлены готовые изделия – усиленные сферические и конусные наконечники для различных трубопроводов, соответствующих диаметрам 32, 42, 50 и 80 мм, а на рис. 3 и 4 показана оснастка и заготовка перед вторым переходом штамповки [4].

Конструкция усиленных наконечников зачастую дополнена кольцевым рифтом, обеспечивающим неразъемность и дополнительную жесткость соединения. Однако наличие такого конструктивного элемента делает неприемлемым использование матрицы с горизонтальным разъемом.

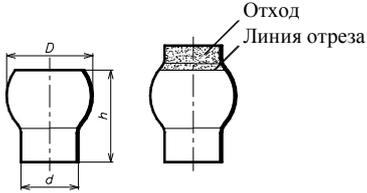
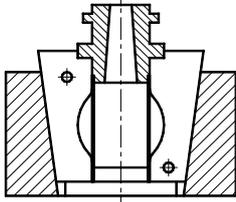
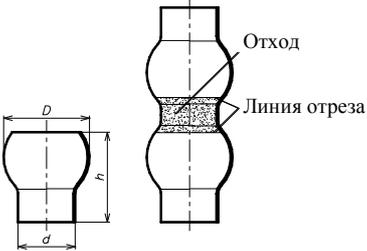
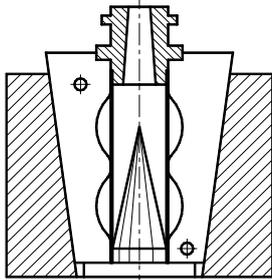
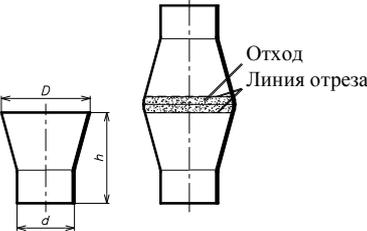
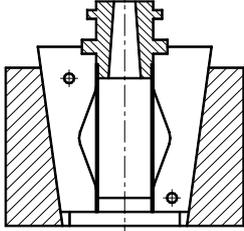
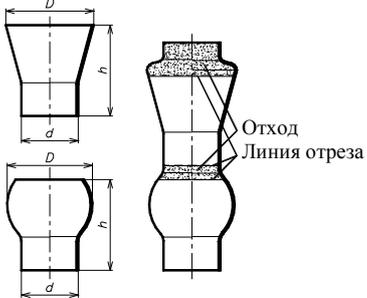
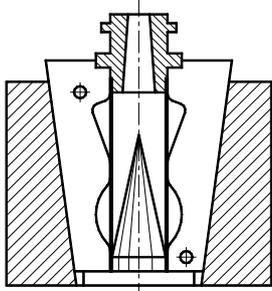
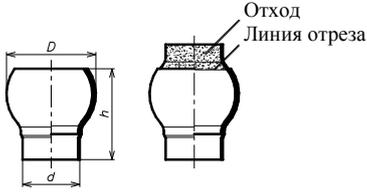
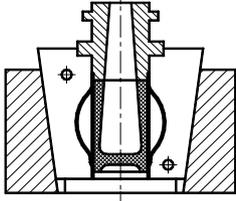
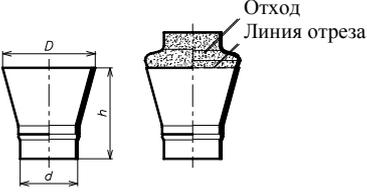
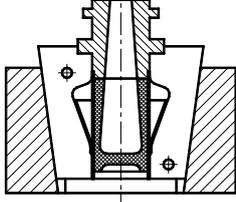
Схемы типовых техпроцессов ГДШ сферических и конусных наконечников представлены в табл. 1.



Рис. 2. Готовые изделия – усиленные сферические и конусные наконечники для труб диаметрами 32, 42, 50 и 80 мм

Таблица 1

Схемы типовых технологических процессов гидродинамической штамповки приварной арматуры

	Типовая деталь и схема отштамповки	Эскиз типовой оснастки
Облегченные элементы соединения трубопроводов – сферические и конусные наконечники		
		
		
		
Усиленные наконечники сфера и конус		
		

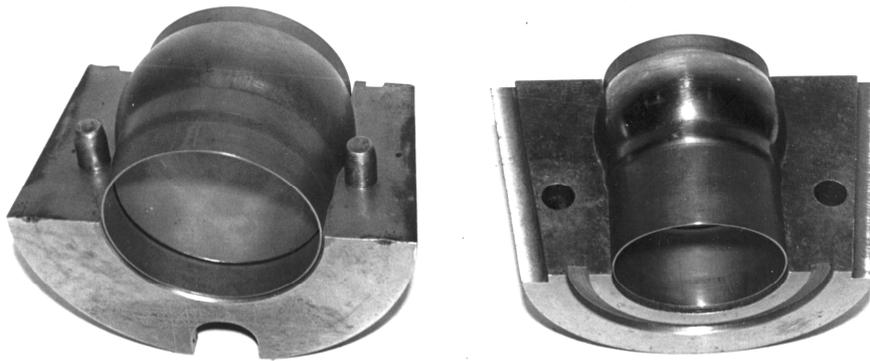


Рис. 3. Оснастка и заготовки наконечника сферического усиленного перед вторым переходом

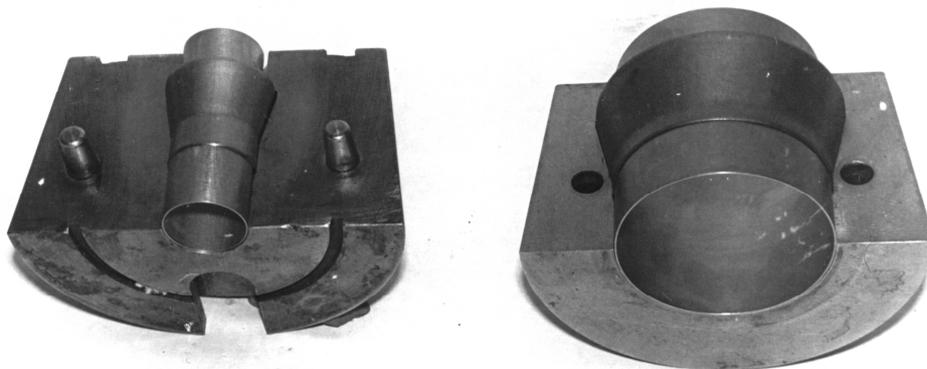


Рис. 4. Оснастка и заготовки наконечника конусного усиленного перед вторым переходом

2. Технологический процесс изготовления наконечника сферического усиленного

Рассмотрим на примере наконечника сферического усиленного процесс изготовления наиболее характерных представителей приварной арматуры высокоресурсного трубопровода согласно руководящим техническим материалам [1], заводской шифр детали АНУ.7400.001.000.СБ (табл. 2).

Деталь состоит из двух элементов – наружного (охватывающего), и внутреннего. Наружная поверхность охватывающего элемента является рабочей в составе трубопровода, сопрягаемой с ответной конической деталью, и поэтому должна иметь высокую точность и чистоту обработки. Оба элемента должны иметь между собой прочное неподвижное беззазорное сочленение, обеспечиваемое штамповочной операцией, одной или несколькими.

Принципиально возможно наличие нескольких альтернативных вариантов маршрутных технологий изготовления деталей подобного типа [4 – 6]. Предпочтительный для каждого конкретного про-

изводства технологический цикл изготовления деталей выбирают из нескольких возможных вариантов, исходя из объективных технологических возможностей производства и в соответствии с субъективными предпочтениями конкретных исполнителей.

Во-первых, одной из базовых основ построения техпроцесса является тип (вид) полуфабриката заготовки (рис. 5). Он может быть цельнотянутой (рис. 5, а) или сварной трубой (рис. 5, б), а также стаканчиком (рис. 5, в), полученным вытяжкой из листа.

Во-вторых, выбор операции штамповки зависит от состава оборудования, который даже в пределах

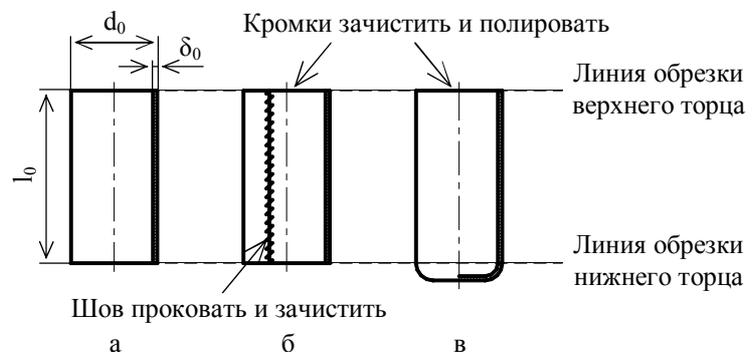


Рис. 5. Варианты заготовок из различных полуфабрикатов: а – цельнотянутая труба; б – сварная труба; в – стаканчик, полученный вытяжкой из листа

одного производственного объединения или комплекса (например, такого как АНТК «Антонов») может включать в себя: пресс-пушки ПП9 и ПП11М, прессы ПГУ-150 и СФТ-506.

Эти установки различаются геометрическими параметрами формирующих камер, уровнем механизации, а главное – энергетическими характеристиками, что в первую очередь определяет величину, форму и длительность образующихся в их формирующих камерах и действующих на заготовку импульсов внешней нагрузки.

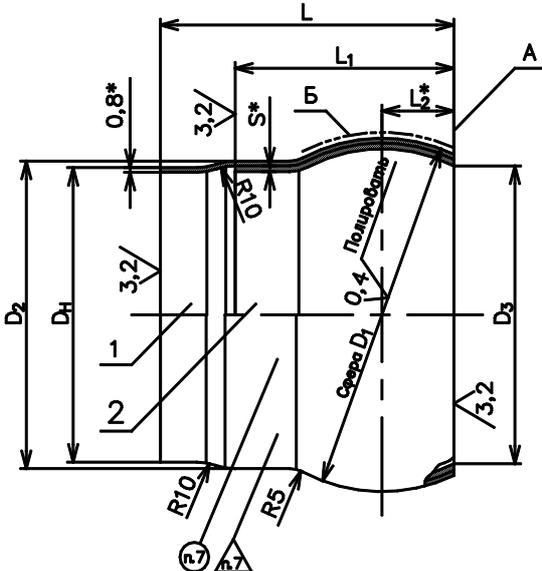
Наконец, в-третьих, возможны различные технологические схемы создания собственно неразъемного соединения элементов двухслойной детали

с калиброванной наружной поверхностью. При этом могут быть реализованы схемы (рис. 6) раздельной штамповки элементов с последующей заштамповкой внутренней заготовки в предварительно изготовленную наружную оболочку, установленную в матрицу окончательной формы (рис. 6, а и 6, б), или совместное деформирование обеих оболочек, вставленных одна в другую, импульсом давления, обеспечивающим одновременную штамповку пакета (рис. 6, в) также в матрице окончательной формы.

В табл. 2 представлены геометрические параметры, технические условия и эскиз рассматриваемого наконечника сферического усиленного АНУ.7400.001.000.СБ [4].

Таблица 2

Наконечник сферический усиленный АНУ.7400.001.000.СБ

Обозначение изделия	D_H , мм	D_1 , мм	D_2 , мм	D_3 , мм	L_1 , мм	L , мм	L_2^* , мм	S^* , мм	Масса, кг
	+0,25 +0,10	+0,2	+0,2 -0,3	H11	+0,2				
АНУ.7400.001.003	32	40	34,2	31,6	30	45	9,2	0,8	0,027
АНУ.7400.001.005	36	44	38,2	36,0	31	46	9,5	0,8	0,032
АНУ.7400.001.007	42	49	44,2	41,4	32	46	10	0,8	0,036
АНУ.7400.001.011	50	60	52,2	50,5	36	51	12,5	1,0	0,056
АНУ.7400.001.015	63	72	65,2	62,5	38	51	13,8	1,0	0,073
АНУ.7400.001.017	70	80	72,2	69,8	41	55	15	1,0	0,089
АНУ.7400.001.019	80	90	82,2	79,2	46	58	17	1,0	0,109
Эскиз наконечника сферического усиленного АНУ.7400.001.000.СБ						Технические условия			
						<ol style="list-style-type: none"> 1. Неуказанные предельные отклонения размеров, форм и расположения поверхностей по ОСТ 100022-80. 2. * Размеры для справок. 3. D_H – наружный диаметр трубопровода. 4. Допустимое смещение кромок дет. поз. 1 и 2 относительно друг друга по торцу А не более 0,6 мм. 5. Неуказанная шероховатость поверхностей дет. поз. 1 и 2 \checkmark. 6. Риски и царапины на поверхности Б не допускаются. 7. Маркировать и клеймить по ОПИ-63-94. 			

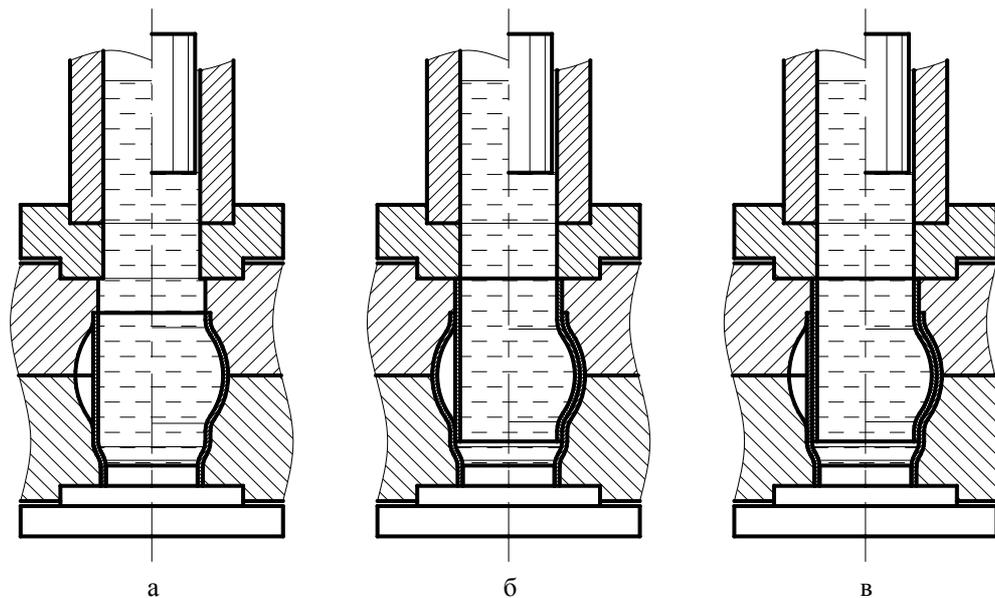


Рис. 6. Технологические схемы реализации процесса соединения оболочек:
а – штамповка наружной оболочки; б – заштамповка внутренней оболочки в наружную;
в – совместная одновременная штамповка оболочек

Общими операциями для всех трех маршрутных технологий являются:

- подготовка полуфабриката любого типа заготовки перед первой ее установкой в штамповый блок, содержащая операции подрезки торцов до нужного размера, их зачистки, калибровки отрезков труб по наружному диаметру, полировки наружной поверхности, обезжиривания и покрытия лаком (рис. 7);

- промежуточная термообработка (одна или несколько) согласно инструкции ВИАМ № 685-76 с контролем на отсутствие α -слоя.

Типовая маршрутная технология на примере наконечника сферического АНУ.7400.001.011 для трубчатой заготовки $\text{Ø}50 \times 0,8$ из титанового сплава ПТ-7М выглядит следующим образом, где детали № 1 и № 2 – элементы наружной и внутренней оболочек соответственно [4]:

- разрезать заготовки – детали 1 и 2;
- подрезать торец – детали 1 и 2;

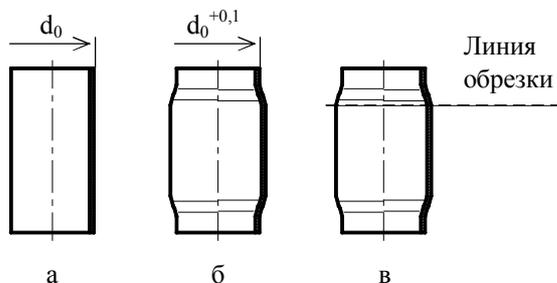


Рис. 7. Подготовка заготовки наружной оболочки:
а – исходный полуфабрикат; б – штамповка заготовки наружной оболочки; в – заготовка наружной оболочки

- полировать – деталь 1;
- обезжирить – деталь 1 и 2;
- отжиг вакуумный полный – детали 1 и 2;
- штамповать – деталь 1;
- обезжирить – деталь 1;
- отжиг вакуумный полный – деталь 1;
- калибровать – деталь 1;
- подрезать – деталь 1;
- штамповать совместно – детали 1 и 2;
- полировать наружную поверхность;
- обезжирить;
- маркировать, клеймить.

Выполнение некоторых операций сопряжено с определением силовых параметров процесса гидродинамической штамповки [3], гарантирующих стабильное получение деталей, соответствующих техническим условиям чертежа.

Заключение

В данной статье и публикации [3] приведены и частично систематизированы разрозненные сведения об составляющих технологического процесса ГДШ элементов приварной арматуры высокоресурсного трубопровода воздушных систем ЛА – режимах, операциях, методиках расчетов, материалах, заготовках, оснастке. Приведенные материалы базируются на производственные инструкции, технологические карты, маршрутные и директивные технологии, руководящие технические материалы отраслевых НИИ, технические отчеты по научно-исследовательским работам и т.д.

Выполнен анализ типовых технологических операций ГДШ сферических и конусных наконечни-

ков, реализованных в производственных и в лабораторных условиях, определены возможности их качественного улучшения.

В статье также отображены некоторые особенности технологии изготовления усиленного сферического наконечника, который состоит из двух элементов – наружного и внутреннего. Рассмотрено несколько альтернативных вариантов маршрутных технологий изготовления деталей этого типа.

Литература

1. *Руководящий технический материал: Производство сварного высококачественного трубопровода. РТМ 1.4.1999-90 – М.: НИИТ, – 1991. – 234 с.*
2. *Брагин А.П. Гидродинамическая штамповка на пресс-пушках, как одно из направлений импульсной обработки материалов давлением / А.П. Брагин // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2007. – № 11 (47). – С. 296-304.*

3. *Мельничук А.П. Технологические процессы гидродинамической штамповки приварной арматуры высококачественного трубопровода: определение энергосиловых параметров процесса; требования к заготовкам и оснастке / А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – № 1 (58). – С. 24-31.*

4. *Разработка и внедрение технологии формообразования деталей сложной конфигурации на пресс-пушке ПП11М: Научн.-техн. отчет о НИР / Харьк. авиац. ин-т. – Х., 1984. – 23 с. – № ГР 53470.*

5. *Внедрение технологических процессов и модернизация оборудования для листовой гидродинамической штамповки: Научн.-техн. отчет о НИР / Харьк. авиац. ин-т. – Х., 1988. – 93 с. № ГР 01860018140.*

6. *Разработка технологии и оборудования для гидроударной штамповки трубчатых деталей изделия «400»: Научн.-техн. отчет о НИР / ФТИ АН БССР – Минск, 1980. – 88 с. – № ГР 79016025.*

Поступила в редакцию 27.03.2009

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

ТЕХНОЛОГІЧНІ ПРОЦЕСИ ГІДРОДИНАМІЧНОГО ШТАМПУВАННЯ ПРИВАРНОЇ АРМАТУРИ ВИСОКОРЕСУРСНОГО ТРУБОПРОВОДУ: ВИГОТОВЛЕННЯ СФЕРИЧНИХ І КОНУСНИХ НАКОНЕЧНИКІВ

О.П. Мельничук

Відображені особливості технологічних операцій гідродинамічного штампування сферичних і конусних наконечників висококачественного трубопроводу повітряних систем ЛА. Представлені основні схеми типових технологічних процесів гідродинамічного штампування приварної арматури. Відмічені особливості технології виготовлення двошарових посиленних сферичних та конусних наконечників, які складаються з двох елементів – зовнішнього (охоплюючого) і внутрішнього; обидва елементи повинні мати між собою міцне нерухоме з'єднання, що не має зазорів; це з'єднання забезпечується штампувальною операцією – однією або декількома. Розглянуто декілька альтернативних варіантів маршрутних технологій виготовлення деталей відміченого типу. Як приклад наведена маршрутна технологія виготовлення сферичного наконечника АНУ.7400.001.011 для трубчастої заготовки Ø50×0,8 мм з титанового сплаву ПТ-7М

Ключові слова: гідродинамічне штампування, технологічний процес, приварна арматура, сферичний і конусний наконечники, заготовка, операція.

MANUFACTURING PROCESSES OF HYDRODYNAMIC STAMPING OF TRAILING EDGES FOR HIGH-RESOURCE PIPELINES: MANUFACTURING OF SPHERICAL AND CONE TIPS

A.P. Melnychuk

The peculiarities of technological operations of hydrodynamic stamping of spherical and cone tips for high-resource air systems' pipelines are examined. The main schemes of typical manufacturing processes of hydrodynamic stamping of trailing edges are given. The peculiarities of manufacturing of bilayer strengthened spherical and cone tips consisting of two elements – outward (wraparound) and inner. Both elements must have the durable immovable gapless joint between themselves provided by stamping operation – one or several. Some alternative variants of rout technologies of manufacturing of such part types are examined. As an example, a rout technology of manufacturing of spherical tip АНУ.7400.001.011 for tubular blank Ø50×0,8 mm of titanium alloy is given.

Key words: hydrodynamic stamping, manufacturing process, spherical and cone tip, blank, technological operation.

Мельничук Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.09.48

Л.М. ЛУБЕНСКАЯ, Г.Л. МЕЛКОНОВ, С.Н. ЯСУНИК

Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Украина

АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ОКРУГЛЕНИЯ ОСТРЫХ КРОМОК ДЕТАЛЕЙ И СЪЕМА МЕТАЛЛА ПРИ ВИБРАЦИОННОЙ ОБРАБОТКЕ

В статье приведены результаты экспериментальных исследований процесса округления острых кромок на деталях при обработке на станках без жесткой кинематической связи между элементами системы СПИЗ. Определены зависимости радиусов округления кромок образцов и съема металла от времени при вибрационной обработке. Экспериментальные данные подвержены аппроксимации с помощью экспоненциальных зависимостей. Подтверждена теория единства природы формирования микрорельефа обрабатываемой поверхности (получаемого в результате микрорезания) и округления острых кромок при вибрационной обработке.

Ключевые слова: вибрационная обработка, округление острых кромок, съем металла, эксперимент, экспоненциальная зависимость, аппроксимация.

Введение и постановка задачи исследования

Во многих отраслях промышленности, в том числе машино-, приборостроительной и авиационной, приходится округлять острые кромки, удалять заусенцы и облой с большого количества деталей, в том числе мелких, сложной конфигурации. Выполнение данных операций требует больших затрат труда и времени.

На сегодняшний день для описания процесса вибрационной обработки (ВиО) известны отличающиеся между собой теоретические зависимости, определяющие радиус округления острых кромок и величину съема металла [1 – 3]. Поскольку процесс округления острой кромки осуществляется в результате взаимодействия абразивной гранулы с этой кромкой, которое аналогично взаимодействию гранулы с поверхностью детали, то различие в указанных зависимостях представляется нелогичным.

Целью исследований, представленных в данной статье, является нахождение зависимостей на основании имеющихся экспериментальных данных, которые подтвердили бы единство физико-механической природы обработки поверхности и при формировании микрорельефа обрабатываемой поверхности, и при округлении острых кромок.

Авторами работы [1] был проведен анализ исследований В.А. Самадунова и Е.М. Косягина по изменению радиуса кромки R во времени t , результаты которых противоречивы.

По мнению В.А. Самадунова, зависимость величины радиуса округления от времени характеру "насыщения" не соответствует

$$R \sim \sqrt[3]{t}. \quad (1)$$

По мнению Е.М. Косягина, зависимость $R(t)$ имеет характер "насыщения" (т.е. величина радиуса округления со временем устанавливается, практически не изменяясь) (табл. 1) и отношение $R/\sqrt[3]{t}$ должно быть постоянным. Однако в результате проведенного расчета с использованием данных табл. 1 видно, что это постоянство выдерживается для малых t , но не выдерживается для больших t ($t > 60$ мин), начинается резкий рост этого отношения.

Таблица 1

Сравнение экспериментальных данных, приведенных в [1], с результатами расчета зависимостей (3) и (4)

Время обработки, мин	Радиус кромки образца в виде пластины при ВиО в ПТ-10, мм					
	Сталь			Алюминий		
	Эксперимент [2]	Аппроксимация по (3)	%	Эксперимент [2]	Аппроксимация по (4)	%
10	0,107	0,057	+46,9	0,144	0,090	+37,5
20	0,121	0,100	+17,3	0,188	0,157	+16,5
30	0,141	0,133	+5,7	0,215	0,207	+3,9
40	0,160	0,158	+0,9	0,236	0,243	-3,2
50	0,171	0,178	-3,9	0,254	0,271	-6,6
60	0,174	0,192	-10,6	0,274	0,291	-6,3
70	0,197	0,204	-3,4	0,305	0,306	-0,4
80	0,215	0,212	+1,3	0,314	0,318	-1,1
90	0,222	0,219	+1,4	0,328	0,326	+0,6
100	0,223	0,224	-0,4	0,334	0,332	+0,6
110	0,223	0,228	-2,1	0,335	0,336	-0,5

Известно, что зависимости с "насыщением" могут быть описаны как экспоненциальные и могут иметь вид [1]:

$$R(t) = A(1 - e^{-Bt}), \quad (2)$$

где A – константа, равная устанавливаемому с течением времени значению R ;

B – константа, обратное значение, которое принято называть постоянной времени.

Согласно экспериментальным данным (табл. 1) соответствующие зависимости могут быть записаны следующим образом:

для стали $R(t) = 0,240 \cdot (1 - e^{-0,02698t})$; (3)

для алюминия $R(t) = 0,350 \cdot (1 - e^{-0,02974t})$. (4)

При этом значение константы B находится как величина, обратная постоянной времени, которая равна отрезку, отсекаемому от прямой $R=A$ касательной к рассматриваемой зависимости $R(t)$ в точке $t=0$ (рис. 1).

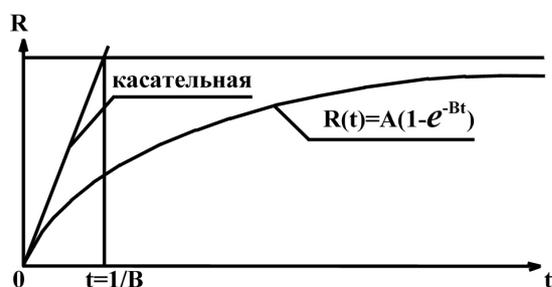


Рис. 1. К определению констант A и B

В табл. 1 приведены результаты расчетов по зависимостям (3) и (4). Сравнение этих данных с экспериментальными показывает их хорошую сходимость. Большую погрешность для малых значений времени можно объяснить тем, что в начале обработки острой кромки преобладает не процесс съема металла, а пластическое деформирование, приводящее к более быстрому изменению радиуса кромки, чем экспоненциальное. Следует отметить, что это предположение высказано для вязких и пластичных материалов. В случае же использования хрупких материалов происходит процесс скалывания острых кромок.

Методика и результаты исследования

Если принять, что механизм изменения радиуса закруглений и съема металла при виброабразивной обработке один и тот же, то временные зависимости радиуса и величины съема будут иметь один и тот же характер.

В подтверждение этому в научно-исследовательской лаборатории обработки свободными абразивами ВНУ им. В.Даля были проанализированы

заусенцы, образованные на поверхностях плоских образцов с размерами $60 \times 30 \times 5$ мм после их фрезерования. Образцы были выполнены из нержавеющей стали марки 12X18H10T ($\sigma_b=520$ МПа, $\sigma_t=200$ МПа, $\delta=40\%$, $\psi=55\%$) [3]. После операции фрезерования на торцах заготовок имелись заусенцы (это объясняется тем, что эта сталь пластична и она «тянется» за инструментом), которые необходимо было удалить механическим путем.

Экспериментальные исследования удаления заусенцев в процессе вибрационной обработки проводились на вибрационном станке модели УВИ-25 с режимами: амплитуда колебаний контейнера $A=2,5$ мм, частота колебаний контейнера $\omega=50$ Гц в рабочей среде АН-2 – бой шарошлифовальных кругов на протяжении 120 минут с фиксацией формы заусенца через каждые 10 минут. Частично результаты визуальных наблюдений исследуемого заусенца приведены на рис. 2.

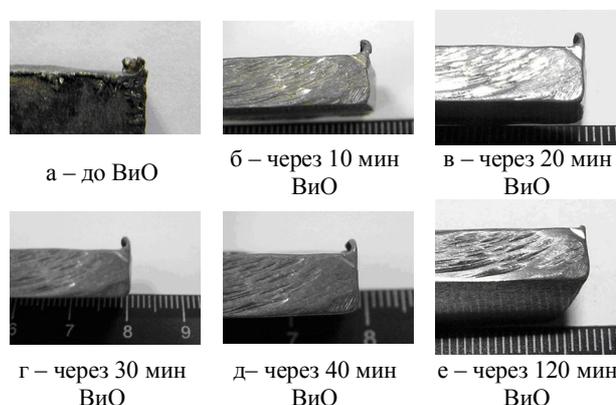


Рис. 2. Внешний вид исследуемого заусенца

Анализируя внешний вид образцов, подлежащих ВиО, можно отметить, что по всему их периметру наблюдались ярко выраженные заусенцы, острые края которых оборваны и не имеют общего радиуса округления. После 10 минут обработки в результате микрорезания и скалывания удалена (обломана) острая вершина заусенца. Через 20 минут обработки наблюдалась изогнутость заусенца к поверхности детали. На данный момент времени у образца из самого крупного заусенца образовался бурт с радиусным закруглением, а более тонкие заусенцы, расположенные по другим торцам образца, расплющились и истерлись. После 30 минут обработки этот заусенец вытянулся, при этом уменьшилась его ширина и увеличилась высота, радиус закругления заусенца постепенно увеличивался. По истечении 40 минут обработки наблюдалась изогнутость заусенца к поверхности детали, при этом уменьшилась его высота, ширина у основания увеличилась и началось равномерное его истирание, которое полностью закончилось через 120 мин (рис. 2, е).

При проведении эксперимента кроме визуального наблюдения за процессом удаления заусенцев, расположенных на торцах образцов, также исследовалось изменение радиуса округления острых кромок на примере наибольших заусенцев из оставшихся на поверхностях исследуемых образцов после фрезерования. Измерение радиуса округления острой кромки производилось путем приближения с помощью программы КОМПАС-3D V9. Результаты измерений были сведены в табл. 2 (столбец 2).

В табл. 2 также приведены результаты аппроксимации полученных данных, рассчитанных по зависимости (5), в которой константы А и В определены по методике, приведенной выше

$$R(t) = 0,4 \cdot (1 - e^{-0,0494t}). \quad (5)$$

Таблица 2

Радиус округления заусенца плоских образцов при ВиО абразивными гранулами АН-2

Время, мин	Радиус округления заусенца, мм		
	Эксперимент	Аппроксимация по (5)	%
10	0,140	0,156	-10,2
20	0,220	0,251	-12,35
30	0,242	0,309	-21,7
40	0,255	0,344	-25,8
50	0,271	0,366	-25,9
60	0,285	0,379	-24,8
70	0,302	0,387	-21,9
80	0,317	0,392	-19,1
90	0,333	0,395	-15,7
100	0,348	0,397	-12,3
110	0,364	0,398	-8,5
120	0,380	0,399	-4,7

В ходе экспериментальных исследований также определялся съём металла с поверхностей образцов:

$$Q_i = M_n - M_k, \quad (6)$$

где Q_i – съём металла с поверхности обрабатываемых образцов или масса снимаемого материала с i -го образца; i – номер образца по порядку; M_n – масса образца до начала обработки, г; M_k – масса образца по окончании обработки, г.

Исследуемые образцы взвешивались через каждые 20 минут обработки.

Среднее значение съёма металла определялось по следующей зависимости:

$$Q_{\text{ср}} = \sum_{i=1}^n Q_i / n, \quad (7)$$

где n – количество исследуемых образцов.

Результаты экспериментальных исследований по определению съёма металла с поверхностей исследуемых образцов в единицу времени приведены в табл. 3.

Таблица 3

Съём металла абразивными гранулами с поверхностей плоских образцов, обработанных на установке УВИ-25

Время, мин	Съём металла, мг		
	Эксперимент	Аппроксимация по (8)	%
20	138,1	152,2	-9,3
40	190,2	238,4	-20,2
60	228,9	286,9	-20,2
80	263,4	314,4	-16,2
100	296,2	329,8	-10,2
120	327,3	338,6	-3,3

Результаты съёма металла также были подвергнуты аппроксимации (табл. 3). Так как зависимость $R(t) = A(1 - e^{-Bt})$ справедлива и для определения съёма металла в единицу времени, то зависимость для аппроксимирования полученных экспериментальных данных имеет вид:

$$Q(t) = 0,35 \cdot (1 - e^{-0,02857t}). \quad (8)$$

Значения констант А и В найдены с помощью графических построений по выше приведенной методике.

С целью предоставления возможности широкого использования полученных результатов и сравнения с результатами других авторов в случае определения съёма металла следует перейти к его удельному значению, а именно к съёму металла с единицы площади исследуемого образца. Для этого полученные средние значения съёма металла следует разделить на суммарную площадь всех поверхностей образца, в нашем случае она составляет 4500 мм². Результаты расчетов сведены в табл. 4. Для полученных результатов составим новую зависимость для аппроксимирования:

$$q(t) = 0,08 \cdot (1 - e^{-0,037t}). \quad (9)$$

При этом значения констант А и В находятся по той же методике, что и ранее, и составили 0,08 и 0,037 соответственно. Результаты расчетов по зависимости (9) приведены в табл. 4.

Таблица 4

Удельный съём металла абразивными гранулами с единицы площади плоских образцов, обработанных на установке УВИ-25

Время, мин	Удельный съём металла с единицы площади образца, мг/мм ²		
	Эксперимент	Аппроксимация по (9)	%
20	0,0307	0,0418	-26,55
40	0,0422	0,0617	-31,60
60	0,0509	0,0713	-28,61
80	0,0585	0,0758	-22,8
100	0,0658	0,0780	-15,64
120	0,0727	0,0790	-7,9

Заключение

Как видно из приведенных формул, аппроксимация зависимостей радиуса округления кромки и съема металла от времени имеет одинаковый характер. Это может служить подтверждением единства физико-механической природы, как округления острых кромок, так и съема металла при вибрационной обработке деталей.

Из данных, приведенных в табл. 1 – 4 видно, что значения, полученные в ходе экспериментальных исследований, и в результате их аппроксимации отличаются на 3 – 20%, что является незначительным. Таким образом, экспоненциальные зависимости могут быть рекомендованы для применения в инженерной практике. Для этого следует экспериментально определить всего два параметра. Заметим при этом, что наличие большого экспери-

ментального материала в уже существующих публикациях позволяет воспользоваться ими без дополнительных экспериментов.

Литература

1. Бранспиз Е.В. Анализ процессов скругления острых кромок и съема металла при виброабразивной обработке / Е.В. Бранспиз, Л.М. Лубенская // *Вібрації в техніці та технологіях*. – 2001. – № 1 (17). – С. 25-27.
2. Бабичев А.П. Основы вибрационной технологии / А.П. Бабичев, И.А. Бабичев. – Ростов-на-Дону: ДГТУ, 2008. – 694 с.
3. Анализ механизма удаления ликвидов вибрационным методом / Л.М. Лубенская, Г.Л. Мелконов, С.Н. Ясуник, А.С. Зуев // *Новітні технології у машинобудуванні: металообробка, інструмент, реновація*. – Маріуполь: ПДТУ. – 2008. – С. 36-45.

Поступила в редакцию 4.03.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. начертательной геометрии и графики И.В. Малков, Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Луганск.

АНАЛІЗ ПРОЦЕСІВ ОКРУГЛЕННЯ ГОСТРИХ КРОМОК ДЕТАЛЕЙ І ЗНІМАННЯ МЕТАЛУ ПРИ ВІБРАЦІЙНІЙ ОБРОБЦІ

Л.М. Лубенська, Г.Л. Мелконов, С.М. Ясунік

У статті приведені результати експериментальних досліджень процесу округлення гострих кромок на деталях при обробці на верстатах без жорсткого кінематичного зв'язку між елементами системи ВПЗ. Визначені залежності радіусів округлення кромок зразків та знімання металу від часу при вібраційній обробці. Експериментальні данні підвергнули апроксимації за допомогою експоненціальних залежностей. Підтверджена теорія єдності природи формування мікрорельєфу поверхні, яка оброблюється (що досягається в результаті мікрорізання), й округлення гострих кромок при вібраційній обробці.

Ключові слова: вібраційна обробка, округлення гострих кромок, знімання металу, експеримент, експоненціальна залежність, апроксимація.

THE ANALYSIS OF THE PROCESSES OF TRUNCATION SHARP EDGES AND REMOVAL OF THE METAL UNDER VIBRATORY PROCESSING

L.M. Lubenskaya, G.L. Melkonov, S.N. Yasunik

In article are brought results of the experimental investigations of the process of truncation of the sharp edges on detail when processing on tool without hard kinematical connection between system element «tool - adjustment - instrument - detail». The Certain dependencies radius truncation of the edges sample and removal of the metal from time under vibration processing. The experimental data given subject to approximation by means of exponential dependencies. The Confirmed theory unity natures of the shaping microrelief processed surface (got as a result microcutting) and truncation of the sharp edges under vibratory shave processing.

Key words: vibratory processing, truncation of the sharp edges, removal of the metal, experiment, exponential dependency, approximation.

Лубенская Людмила Михайловна – канд. техн. наук, доцент кафедры «Технология машиностроения», Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина.

Мелконов Григорий Леонидович – научный сотрудник, Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина.

Ясуник Светлана Николаевна – канд. техн. наук, доцент кафедры «Технология машиностроения», Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина, e-mail: tm@snu.edu.ua, jsn@ukr.net.

УДК 621.9.048

Л.М. ЛУБЕНСКАЯ, Л.Д. МЕЛКОНОВ, Е.В. НЕЧАЙ

Восточноукраинский национальный университет имени Владимира Даля, Украина

К ВОПРОСУ ОБОСНОВАНИЯ ВЫБОРА МЕТОДА ОТДЕЛОЧНО-ЗАЧИСТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

Рассмотрены вопросы, связанные с выбором оборудования для отделочно-зачистных операций. Показано, что шпиндельная и комбинированная шпиндельная обработка деталей на станках без жесткой кинематической связи между инструментом, обрабатываемой деталью и оборудованием на сегодняшний день является перспективным методом финишной обработки, развитие которых сдерживается в связи с отсутствием системных теоретических и экспериментальных исследований. Приведены сравнительные результаты по обработке деталей предлагаемым методом и обработке в вибрирующем U-образном контейнере.

Ключевые слова: *отделочно-зачистные операции, оборудование без жесткой кинематической связи в системе СПИЗ, вибрационная обработка, шпиндельная обработка, съем металла.*

Введение

Сегодняшний уровень развития авиа-, приборостроения предъявляет все более высокие требования к технологии изготовления деталей и изделий, к их качеству, которое в значительной степени определяется эффективностью отделочных операций.

Несмотря на значительный прорыв в технологии механической обработки деталей, доля отделочно-зачистных операций (ОЗО) в процессе всего изготовления изделий по-прежнему остается достаточно высокой (более 10 – 20 % [1]), что вызывает необходимость совершенствования и разработки новых методов ОЗО, отличающихся высокой производительностью, экономичностью и высоким уровнем механизации и автоматизации.

Современная авиационная промышленность требует высокопроизводительных методов как для предварительной, так и окончательной обработок поверхностей.

1. Постановка проблемы

Отделочно-зачистная обработка поверхностей всегда характеризовалась как высокотрудоемкая и кропотливая работа. В настоящее время имеется довольно широкий выбор различных методов для осуществления отделочных операций и соответствующего им оборудования. Стремление увеличить производительность при уменьшении себестоимости продукции привело к созданию новых высокопроизводительных методов обработки. В связи с этим традиционные методы все чаще вытесняются

альтернативными, например, с применением оборудования без жесткой кинематической связи в системе СПИЗ, такими, как абразивно-жидкостная и магнитно-абразивная обработка, вибрационная обработка и ее разновидности, обработка уплотненным потоком абразивных частиц, центробежно-ротационная и т.п. [2]. Каждый из перечисленных методов имеет свои преимущества и недостатки.

Одним из важнейших показателей качества поверхности является шероховатость поверхности. Следует отметить, что при одинаковых величинах шероховатости, поверхности, обработанные различными методами, в условиях эксплуатации ведут себя по-разному [3]. Это объясняется получаемым в процессе обработки микрорельефом, который различный для каждого вида обработки. Поэтому и выбор метода окончательной механической обработки является немаловажным.

Вибрационная обработка

Одним из прогрессивных методов обработки является виброобработка. Она получила большое распространение благодаря своим широким технологическим возможностям и высокой производительности. Сущность этого метода заключается в следующем.

Обрабатываемые детали загружаются в рабочую камеру «внавал» и перемещаются вместе с абразивной средой по определенному закону. Вследствие относительных скоростей детали и абразивных гранул, создаваемых вибрацией рабочей камеры, происходит интенсивный съем мельчайших частиц металла с обрабатываемой поверхности.

Таким способом обрабатывают детали различной геометрической формы и сравнительно небольших габаритов, которые не имеют склонности к деформированию, а, следовательно, есть ограничения по обработке хрупких и крупногабаритных деталей.

Схема обработки «внавал» наиболее полно изучена. Установлены закономерности движения рабочей среды, характер съема металла, а также влияние такой обработки на физико-механические и эксплуатационные показатели обработанных деталей. Однако, несмотря на множество положительных качеств, метод вибрационной обработки со свободной загрузкой деталей может оказаться неудовлетворительным по ряду причин: условия производства могут требовать равномерного поступления деталей мелкими партиями или поштучно; возможностью повреждения деталей, обработанных с высокой точностью и высоким классом шероховатости поверхности; невозможностью обработать труднодоступные поверхности; невозможностью получения высоких классов шероховатости с соблюдением каких-либо частных условий [2]. Особенно становится проблематична обработка достаточно крупногабаритных и массивных деталей. Это происходит за счет неравномерного перемешивания деталей в контейнере, обусловленного принципом работы данного оборудования и может привести к их соударению и неравномерной обработке. Поэтому возникает необходимость, сохранив преимущества, свойственные вибрационному методу, в использовании нового метода – шпиндельной обработки. Это касается и ответственных деталей летательных аппаратов и их двигателей, например, лопаток турбин.

Большая и разнообразная номенклатура деталей привела к необходимости применения специальных приспособлений, что позволило расширить технологические возможности применения оборудования без жесткой кинематической связи.

Шпиндельная обработка

Наибольшие затруднения вызывает обработка поверхностей, имеющих сложный профиль. Специфические требования к качеству их отделки, технологические и организационные особенности производства послужили причиной создания нового эффективного метода финишной обработки в среде свободного абразива – шпиндельной обработки [3, 4, 5]. Появилась необходимость в выборе деталей, нуждающихся в шпиндельной обработке. К таким деталям относятся изделия сложной формы независимо от массы и жесткости, в том числе и с резкими перепадами размеров, где достаточно сложно подобрать размер гранулы при вибрационной обработке «внавал». Работа с использованием метода шпин-

дельной обработки позволяет использовать инструмент – рабочие среды, который в процессе движения повторяет контур обрабатываемых деталей.

Широкие технологические возможности шпиндельной обработки в сочетании с высокой эффективностью ставят этот метод в число актуальных и перспективных методов отделочной обработки деталей. Он получил широкое развитие в таких странах, как Германия, США, Англия, Франция и ряде других стран с развитой промышленностью [6, 7, 8].

Как уже указывалось, метод шпиндельной обработки деталей в абразивной среде может быть использован для механической обработки сложных и точных деталей из разнообразных материалов, таких как кольца подшипников качения, шестерни и звездочки, червяки, винты, шкивы, режущие инструменты, лопатки турбин, имплантанты и др. [3, 9] (рис. 1).

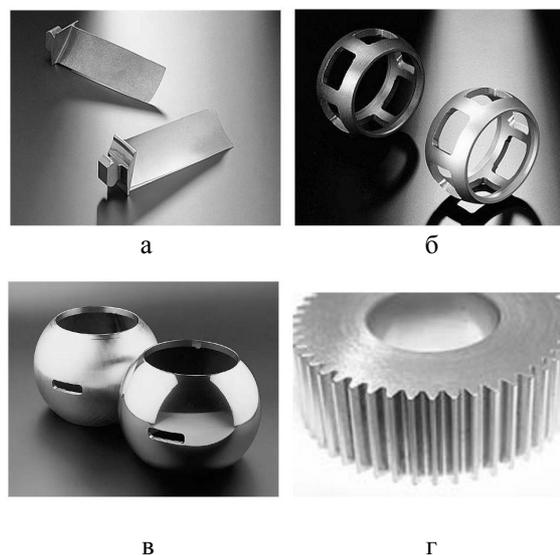


Рис. 1. Примеры обрабатываемых деталей из различных отраслей промышленности [6, 7]:

- а – лопатки турбин;
- б – сепараторы шаровых шарниров;
- в – клапаны шариковых кранов;
- г – зубчатые колеса

Оборудование для реализации данного метода отличается простотой эксплуатации. Важной особенностью кинематики процесса являлась возможность использования сверлильных, радиально-сверлильных и агрегатных станков в качестве привода главного и дополнительного движений детали. Именно модернизация этих станков с агрегатированием со станками для виброобработки привела к появлению первых станков для комбинированной шпиндельной обработки в среде свободного абразива, что позволило свести к минимуму затраты на освоение нового производительного метода ОЗО и

значительно расширило номенклатуру обрабатываемых деталей.

Преимуществом оборудования данного класса стало сокращение времени обработки, которое тратилось на обработку ранее.

Для проведения обработки заготовки устанавливаются на специальных зажимных приспособлениях, закрепленных в шпинделе, который вращается с заданной скоростью и погружается в рабочую камеру с наполнителем. Вследствие высоких относительных скоростей детали и наполнителя, создаваемых вращением шпинделя и рабочей камеры, происходит интенсивный съем мельчайших частиц металла с обрабатываемой поверхности [3].

Главное преимущество этого процесса – удаление заусенцев, скругление острых кромок, а также полировка заготовок за достаточно короткий промежуток времени без опасности повреждения заготовок.

Вращение карусели и вращательное движение шпинделей обеспечивают равномерную обработку деталей. Возможность изменения глубины погружения и скорости вращательного движения позволяют достигать съема материала почти в 40 раз большего, чем при виброобработке [6].

Данный метод, по мнению создателей этого оборудования, совмещает качество обработки и высокую производительность.

Немаловажным фактором, влияющим на выбор данного оборудования, является возможность осуществления пакетной и многошпиндельной обработки (рис. 2).



Рис. 2. Многошпиндельная обработка деталей в среде свободного абразива [7]

Достоинства этого метода предопределили создание достаточно разнообразного оборудования для шпиндельной обработки деталей в среде свободного абразива. Наиболее распространенные способы шпиндельной обработки представлены на рис. 3.



Рис. 3. Способы шпиндельной обработки деталей в среде свободного абразива

Комбинированные методы шпиндельной обработки в среде свободного абразива частично освещены в литературе [3, 4, 5, 9]. Шпиндельная обработка в чистом виде является, как ни странно, следствием комбинированной шпиндельной обработки. В связи с невозможностью вибрационной обработки некоторых деталей «внавал», в рабочую камеру устанавливались различные приспособления. Однако

недостаточно высокая производительность привела к отказу от вибрационной обработки и созданию нового метода – шпиндельной обработки в среде свободного абразива. Поэтому неудивительно, что шпиндельная обработка в чистом виде изучена не в достаточной мере, что, соответственно, не дает возможности для более полного изучения комбинированных методов.

В работе [3] были сделаны попытки выявления закономерностей между варьируемыми факторами процесса шпиндельной виброабразивной обработки на формирование качества поверхности и производительности.

Отсутствие взаимосвязи между динамическими и кинематическими характеристиками станка, отсутствие рекомендаций по выбору формы рабочей камеры и характеристик рабочих сред, о которых говорилось выше, не позволили в полной мере оценить исследуемый процесс, что ограничило возможность дальнейшего широкого промышленного использования этого высокопроизводительного метода.

Автор [3] считает, что изменение скорости вращения камеры позволяет получить поток различной плотности, заставляя массу абразивного наполнителя вести себя подобно вязкой жидкости, либо образовывать жесткий каркас, аналогичный расположению зерен в связанном абразивном инструменте, однако производители современного оборудования не дают рекомендаций по выбору наполнителя, его грануляции и увлажненности, по выбору режимов обработки, ограничиваясь лишь краткими техническими характеристиками оборудования, достаточно противоречивыми [6, 7, 8].

Некоторые из схем для осуществления шпиндельной и комбинированной шпиндельной обработки приведены на рис. 4.

2. Результаты исследований

Как уже упоминалось, в настоящее время в отечественной и зарубежной литературе практически отсутствуют системные теоретические и экспериментальные исследования процесса шпиндельной обработки в среде свободного абразива. Взаимосвязь между режимами обработки и физико-механическими свойствами поверхностных слоев обрабатываемых деталей устанавливается в каждом конкретном случае опытным путем [3, 6], что затрудняет применение этого метода в производственных условиях и обуславливает необходимость дальнейшего проведения комплексных исследований.

Уже первые экспериментальные исследования, проведенные в НИЛ ОСА ВУУ им. В. Даля (рис. 5), как и данные, приведенные Ростовской школой [3], активно занимающейся обработкой деталей в свободном абразиве, показали преимущество применения шпиндельной обработки по сравнению с вибрационной обработкой в U-образном контейнере, а именно: получение более высоких классов чистоты за более короткий промежуток времени (на 3 класса); достижение блеска и отражательной способности без применения химических растворов; увеличение количественного съема металла с единицы площади за более короткий промежуток времени, а именно, сокращение времени обработки на 40...60%.

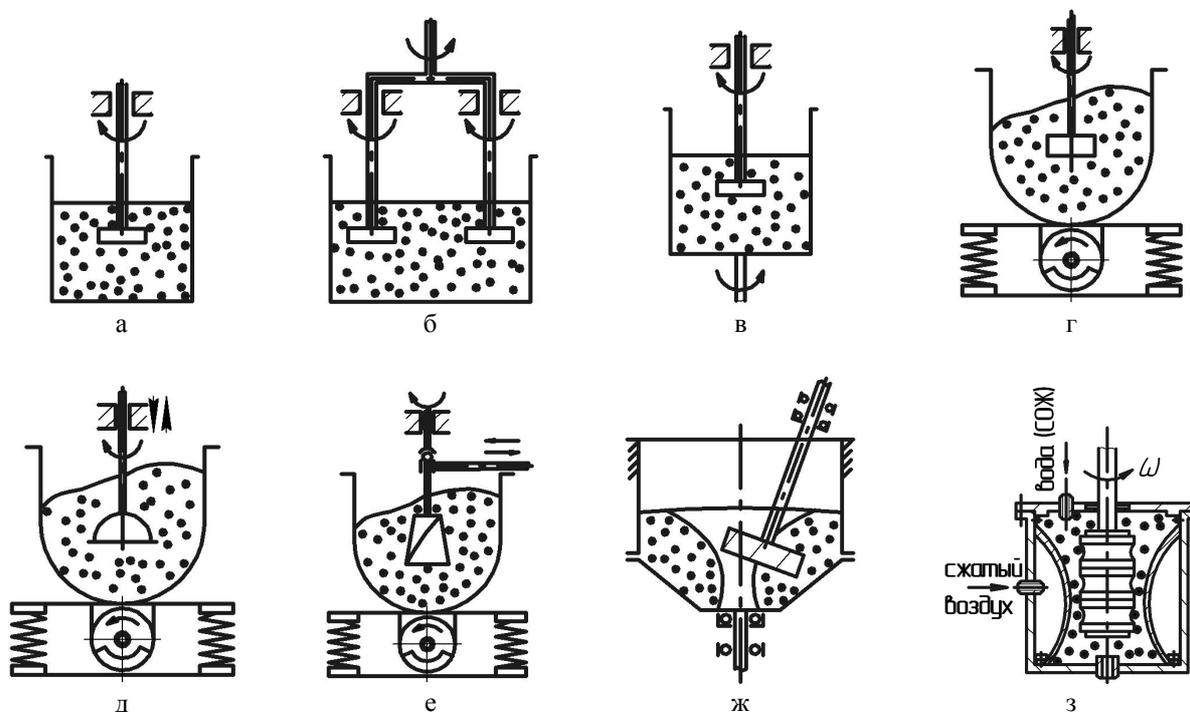


Рис. 4. Некоторые схемы комбинированной шпиндельной обработки:

а – в – шпиндельная обработка в чистом виде; г – е – шпиндельная вибрационная обработка; ж – шпиндельная центробежно-ротационная обработка; з – шпиндельная обработка уплотненным абразивом

Экспериментальные исследования проводились на промышленном вибрационном станке модели УВИ-25 и лабораторной установке Л25.

В качестве объектов исследований использовались полые цилиндры из медно-цинкового сплава марки ЛС 59-1Л ГОСТ 2060-73 со следующим химическим составом: 0,97 % Pb, 58,52 % Cu, прочее – Zn.

При проведении экспериментальных исследований контролируемым параметром, характеризующим производительность процесса, выбран съём металла с поверхностей обрабатываемых образцов. Съём металла оценивался путем взвешивания образцов до и после обработки на аналитических весах типа ВЛА-200М с точностью до 0,0002 грамма.

Условия, принятые при проведении исследований, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Условия, принятые при проведении исследований

	УВИ-25	Л-25
Объем рабочей камеры, л	25	25
Рабочая среда	формокорунд - цилиндр Ø2×5...8 мм	формокорунд - цилиндр Ø2×5...8 мм
Режимы обработки	амплитуда A=1,5 мм, частота $\omega = 50$ Гц	Частота вращения шпинделя $\omega_{шп} = 800$ мин ⁻¹
Время обработки, мин	60	45

На основании результатов, полученных при проведении эксперимента, был построен график, отображающий зависимость съема металла от времени обработки образцов (рис. 5).

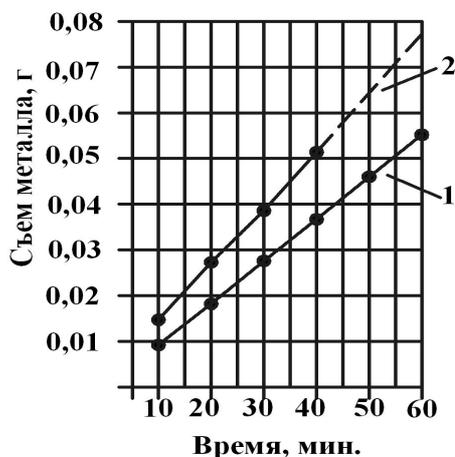


Рис. 5. График зависимости съема металла с поверхностей образцов от времени:
1 – обработка деталей на УВИ-25;
2 – обработка деталей на Л-25

Заключение

Сказанное позволяет сделать вывод о целесообразности дальнейших исследований процесса шпиндельной обработки, связанных с выбором формы рабочей камеры; созданием равномерного давления во всех зонах по высоте; с выбором скорости вращения шпинделя и, в случае необходимости, скорости вращения рабочей камеры в противоположном направлении; грануляции рабочей среды и ее вязкости путем увлажнения или введения поверхностно-активных веществ и изучением получаемого микрорельефа поверхности.

Данные исследования будут способствовать решению актуальной проблемы совершенствования и развития методов отделочно-зачистной обработки.

Литература

1. Міцик А.В. Підвищення ефективності обробки великогабаритних плоскісних виробів активізацією руху робочого середовища у коливних «U»-подібних контейнерах: автореф. дис... канд. техн. наук: 05.03.01 / Міцик Андрій Володимирович; Національний технічний ун-т "Харківський політехнічний ін-т". – Х., 2008. – 20 с.
2. Калмиков М.О. Підвищення ефективності процесу вібраційної обробки великогабаритних виробів: автореф. дис... канд. техн. наук: 05.03.01 / Калмиков Михайло Олександрович; Національний технічний ун-т "Харківський політехнічний ін-т". – Х., 2006. – 20 с.
3. Бабичев А.П. Основы вибрационной технологии / А.П. Бабичев, И.А. Бабичев. – Ростов н/Д: Издательский центр ДГТУ, 2008. – 694 с.
4. Милосердов С.К. Повышение интенсивности процесса шпиндельной вибрационной обработки за счет уплотнения рабочей среды / С.К. Милосердов // Вопросы вибрационной технологии: межвуз. сб. науч. статей. – Ростов н/Д: ДГТУ, 2001. – С. 36-38.
5. Бабичев А.П. Некоторые закономерности метода шпиндельной виброотделки в уплотненной среде / А.П. Бабичев, С.К. Милосердов, В.Г. Санамян // Вопросы вибрационной технологии: межвуз. сб. науч. статей. – Ростов н/Д: ДГТУ, 2002. – С. 47-50.
6. ROSLER finding a better way... [Электронный ресурс]: Vibratory Finishing/ Drag Finishing Machines. – Режим доступа к ресурсу: http://www.rosler.com/www_roversler2004/drag_finishing_machines_742_128_0_f.htm, свободный. – Загл. с экрана.
7. Willkommen bei OTEC [Электронный ресурс]: Schleppfinishanlagen/Serie DF 5/6 Tools. – Режим доступа к ресурсу: http://www.otec.de/typo3cms/serie_df_5_6_tools.html, свободный. – Загл. с экрана.
8. WALTHER TROWAL! [Электронный ресурс]: Produkte/Gleitschleiftechnik/Schleppschleifanlagen. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.walther->

trowal.de/produkte/gleitschleiftechnik/schleppschleifanlagen/, свободный. – Загл. с экрана.

9. Чирков О.И. Совершенствование технологии шпиндельной центробежно-ротационной обработ-

ки деталей: автореф. дис... канд. техн. наук: 05.02.08 / Чирков Олег Игоревич; Пензенский гос. ун-т. – Пенза, 2005. – 19 с.

Поступила в редакцию 2.03.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Прикладная и теоретическая механика» В.А. Витренко, Восточноукраинский национальный университет имени Владимира Даля, Луганск.

ДО ПИТАННЯ ОБГРУНТУВАННЯ ВИБОРУ МЕТОДУ ОЗДОБЛЮВАЛЬНО-ЗАЧИСТНИХ ОПЕРАЦІЙ

Л.М. Лубенська, Л.Д. Мелконов, О.В. Нечай

Розглянуті питання, пов'язані з вибором устаткування для оздоблювально-зачисних операцій. Показано, що шпіндельна і комбінована шпіндельна обробка деталей на верстатах без жорсткого кінематичного зв'язку між інструментом, оброблювальною деталлю і устаткуванням на сьогоднішній день є перспективним методом фінішної обробки, розвиток яких стримується у зв'язку з відсутністю системних теоретичних і експериментальних досліджень. Приведені порівняльні результати по обробці деталей пропонованим методом і обробці у віброуючому U-подібному контейнері.

Ключові слова: оздоблювально-зачисні операції, устаткування без жорсткого кінематичного зв'язку в системі верстат-прилад-інструмент-заготівля, вібраційна обробка, шпіндельна обробка, зняття металу.

TO QUESTION OF THE JUSTIFICATION OF THE CHOICE OF THE METHOD FINISHING-AND-SKINNING OPERATIONS

L.M. Lubenskaya, L.D. Melkonov, E.V. Nechaj

The considered questions connected with choice of the equipment for finishing-and-skinning operations. It is shown, that spindle and combined spindle processing on machine-tools without hard kinematics connection between a tool, workpiece and equipment in different abrasive mediums are perspective method of finish treatment of details, which development is restrained with absence of system of theoretical and experimental researches. The comparative results are brought on processing the details proposed by method and processing in vibrating U-shaped container.

Key words: finishing-and-skinning operations, equipment without hard kinematics connection in the system of machine tool- device- tool- workpiece, vibration treatment, spindle treatment, output of metal.

Лубенская Людмила Михайловна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Технология машиностроения», Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина.

Мелконов Леонид Дмитриевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Легкая и пищевая промышленность», Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина.

Нечай Елена Владимировна – аспирант кафедры «Технология машиностроения», Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина. e-mail: elenanechaj@yandex.ru.

УДК 539.319:678.027.94

А.В. ЧЕСНОКОВ*Восточнoукраинский национальный университет им. В. Даля, Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СТЕРЖНЕЙ
ПРИ СБОРКЕ АРМИРУЮЩИХ КАРКАСОВ**

Обоснована необходимость снижения длительности производственного цикла изготовления углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ). Снижение себестоимости изготовления УУКМ возможно за счет автоматизации наиболее трудоемких процессов сборки армирующих каркасов (АК). Проникновение стержня в АК проходит с сопротивлением вталкиванию из-за натяга в сопряжении, который компенсируется за счет деформации вертикальных стержней и контактных деформаций. Получены зависимости описывающие процессы деформации стержня. Из условия равенства усилий в области контакта определена зависимость, позволяющая определить усилие взаимодействия стержней. С помощью математического моделирования определено влияние высоты расположения направляющей плиты и величины натяга на усилие взаимодействия, а так же соотношение видов деформации. Сопоставление результатов определения усилия для способа подачи слоя стержней и одиночного стержня в АК, показал не приемлемость применения первого по причине увеличения усилия взаимодействия стержней в тысячи раз.

Ключевые слова: *стержневой армирующий каркас, взаимодействие стержней, контактные деформации, углепластиковый стержень, изгиб стержня.*

Состояние проблемы

Одним из путей улучшения эксплуатационных характеристик и снижения себестоимости изделий является повышение эффективности технологических процессов их изготовления за счет рациональной интенсификации, автоматизации и применения энергосберегающих технологий.

Создание конструкций современных летательных аппаратов, используемых в условиях высоких температур и повышенных термомеханических нагрузок, обусловило необходимость создания ряда новых материалов. Важное место среди них занимают углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ), которые нашли широкое применение в высоконагруженных теплозащитных конструкциях [1]. Рациональное применение таких материалов позволяет существенно расширить ресурсы работоспособности конструкций, повысить их эффективность и экономичность [2].

Широкое внедрение УУКМ сдерживается длительностью производственного цикла их изготовления и высокой стоимостью. Технологические процессы создания углеродной матрицы хорошо изучены и автоматизированы. Снижение стоимости материала и длительности его изготовления планируется за счет сокращения отходов углеродного волокна на стадии подготовки материалов к переработке и изготовлении армирующих каркасов (АК), автоматизация указанных процессов позволит сократить сроки и трудоемкость изготовления материала.

Наиболее трудоемким является процесс сборки стержневых АК, длительность которого при сборке вручную достигает десятков часов. При автоматизированной сборке АК наиболее важным параметром стабильности процесса является отсутствие повреждений и поломок стержней в процессе сборки. Так как поломка горизонтального стержня приводит к остановке сборки для перезаправки и поднастройки оборудования, а поломка вертикального стержня может привести к выбраковке всего каркаса.

Стержни, поступающие на автоматизированную сборку, должны проходить входной контроль и иметь характеристики, удовлетворяющие требованиям сборки, как по прочности, так и по геометрическим параметрам (изогнутость оси, максимальный диаметр). Это позволит снизить вероятность поломки стержня при сборке и обеспечить стабильность силовых характеристик техпроцесса сборки.

Процессы сборки АК не имеют аналогов в производстве других деталей и материалов. В работе [3] с рядом допущений рассмотрен механизм нагружения стержней, но вопрос их взаимодействия не рассматривался. В работе [4] приведены результаты экспериментальных исследований усилий сборки АК, но не получена модель взаимодействия стержней, для раскрытия этой проблемы требуются дополнительные исследования.

Целью исследований являлось получение модели взаимодействия стержней и определение влияния параметров АК и диаметров стержней на усилия, возникающие при сборке.

Условия взаимодействия стержней

Рассмотрим процесс взаимодействия стержней при сборке АК. На рис. 1 представлен вариант осуществления процесса сборки, вертикальные стержни установлены в отверстия сборочной плиты с шагом t , расположения отверстий соответствует собираемой структуре и заданной плотности каркаса. На расстоянии H_B находится направляющая плита с аналогичным расположением отверстий, удерживающая стержни от наклона и используемая для опрессовки слоя после укладки. Стержни горизонтального направления армирования подаются в просвет между рядами вертикальных стержней на высоте $H_B/2$. Для получения зависимостей взаимодействия между стержнями обозначим диаметры стержней d_B – вертикального и d_Γ – горизонтального стержней.

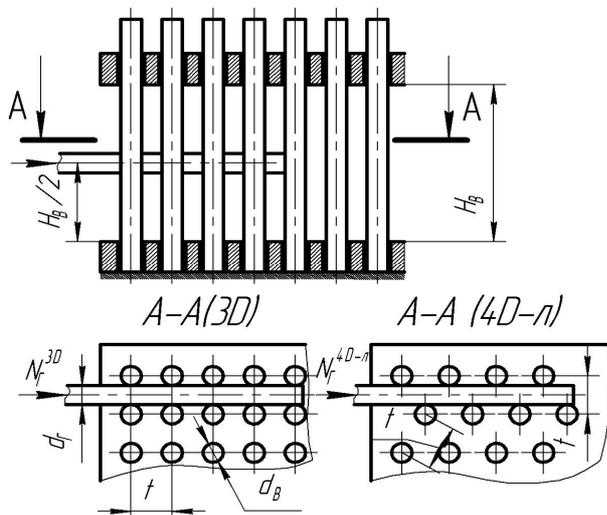


Рис. 1. Схема сборки АК и сопряжения стержней

Характер взаимодействия стержней зависит от соотношения диаметров сопрягаемых стержней и шага расположения вертикальных стержней, измеренного перпендикулярно подаваемому стержню, и может быть определен зависимостью:

$$\Delta = \frac{(d_B + d_\Gamma) - t}{2}. \quad (1)$$

При $\Delta < 0$ стержни сопрягаются с зазором, а при $\Delta > 0$ – с натягом. Сопряжение с зазором осуществляется без силового взаимодействия стержней, а с натягом приводит к деформации стержней на величину Δ и возникновению силового взаимодействия. Обозначим силу взаимодействия стержней P_i . При подаче одиночного стержня общая деформация Δ складывается из прогиба горизонтального Δ_Γ и вертикального Δ_B стержня, а так же деформации Δ_D сечения стержней (рис. 2):

$$\Delta = \Delta_\Gamma + \Delta_B + \Delta_D. \quad (2)$$

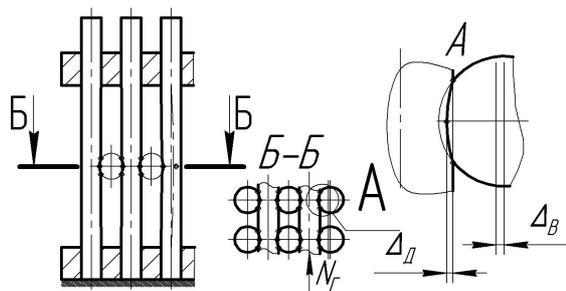


Рис. 2. Компенсация натяга в сопряжении за счет деформаций

Деформацией горизонтального стержня в АК структуры 4D-л можно пренебречь, так как длина пролета между опорами (вертикальными стержнями) намного меньше, чем у вертикальных стержней. В АК структуры 3D горизонтальный стержень контактирует одновременно с парой вертикальных стержней и его прогиба не происходит.

Деформация вертикального стержня

Для определения прогиба вертикального стержня рассмотрим его как однонаправленный композиционный материал, существенной особенностью которого является малая сдвиговая жесткость, т.е. модуль упругости на растяжение вдоль волокон E и модуль сдвига G различаются на порядок [5]. Такое соотношение упругих констант делает необходимость учета сдвигов. Дополнительный прогиб вызывается поперечной силой при взаимном сдвиге смежных поперечных сечений относительно друг друга. В результате неравномерного распределения касательных напряжений поперечные сечения, прежде плоские, искривляются. Элементы поперечных сечений в центрах тяжести остаются вертикальными и скользят один по другому, в результате угол наклона касательной к изогнутой оси только от сдвига в каждом поперечном сечении равен относительному сдвигу в центре тяжести этого сечения.

Обозначив через Δ_B^c прогиб вертикального стержня от сдвига, получим:

$$\Delta_B^c = \frac{3P_i H_B}{4\pi d_B^2 G}. \quad (3)$$

Вертикальный стержень имеет опоры в направляющих плитах, так как длина направляющих больше диаметра, представим их как защемление и получим зависимость прогиба $\Delta_B^п$, вызванного только изгибающим моментом, как для балки с защемлениями по краям:

$$\Delta_B^п = \frac{5P_i H_B^3}{6\pi d_B^4 E}. \quad (4)$$

Сложим составляющие прогиба (3) и (4), после преобразований получим:

$$\Delta_B = \frac{5P_1 H_B^3}{6\pi d_B^4 E} \left(1 + \frac{9d_B^2 E}{2H_B^2 G} \right). \quad (5)$$

Контактные деформации стержней

Определим величину контактной деформации стержней Δ_D , сделав следующие допущения:

– материалы соприкасающихся тел однородны и изотропны;

– деформации тел упругие, подчиняющиеся закону Гука;

– площадки контакта весьма малы по сравнению с общими поверхностями соприкасающихся тел, силы взаимодействия нормальны к поверхности контакта тел;

– силами трения по площадке контакта пренебрегают.

Сближение тел в результате контактных деформаций составит Δ_D , форма поверхности контакта для произвольного случая при $d_B \neq d_\Gamma$ – эллипс с диагоналями a и b . Давление стержней друг на друга представляет собой эллипсоид с максимальным давлением в середине $p_0 = \frac{3 P_1}{2 ab}$, т.е. превышает среднее в 1,5 раза. Воспользуемся формулой для определения деформации полученной в работе [6]:

$$\Delta_D = n_\delta \frac{1}{2} \sqrt[3]{\frac{9}{4} \eta^2 \sum k P_1^2}, \quad (6)$$

где $\eta = \frac{2(1-\mu^2)}{E}$ – коэффициент, рассчитываемый при касании тел из одинакового материала;

n_δ – коэффициент, зависящий от соотношения диагоналей эллипса a, b ;

$\sum k$ – сумма величин кривизны соприкасающихся поверхностей.

Для определения табличного значения коэффициента n_δ определим величину:

$$\Omega = \sqrt{\frac{(k_{11} - k_{12})^2 + (k_{21} - k_{22})^2}{k_{11} + k_{12} + k_{21} + k_{22}}} + \sqrt{\frac{2(k_{11} - k_{12})(k_{21} - k_{22}) \cos 2\omega}{k_{11} + k_{12} + k_{21} + k_{22}}}, \quad (7)$$

где k_{11}, k_{12}, k_{21} и k_{22} – соответственно главные кривизны соприкасающихся тел в месте контакта;

ω – угол между плоскостями кривизны k_{11}, k_{21} .

Для рассматриваемого контакта вертикального и горизонтального стержня с учетом, что

$k_{12} = k_{22} = 0$, а k_{11} и k_{21} взаимно перпендикулярны, получим:

$$\Omega = \frac{d_B - d_\Gamma}{d_B + d_\Gamma}. \quad (8)$$

При $d_B = d_\Gamma$ $n_\delta = 1$.

Подставив в формулу (6) значения параметров и проведя ряд преобразований, получим:

$$\Delta_D = n_\delta \frac{1}{2} \sqrt[3]{\frac{36(1-\mu^2)^2 (d_B + d_\Gamma)}{E^2 d_B d_\Gamma} P_1^2}. \quad (9)$$

Определение силы взаимодействия стержней

Для определения силы взаимодействия стержней обозначим

$$k_1 = \frac{nd}{2} \sqrt[3]{\frac{36(1-\mu^2)^2 (d+d)}{E^2 dd}}; \quad (10)$$

$$k_2 = \frac{5H_B^3}{6\pi d^4 E} \left(1 + \frac{9d^2 E}{2H_B G} \right).$$

В (2) подставим (5) и (9), с учетом обозначений (10) и решим полученное уравнение относительно P_1 , из полученных решений только одно является действительным, которое и будем использовать для дальнейших расчетов:

$$P_1 = \frac{\frac{K_1^6}{9K_2^6} - \frac{2\Delta K_1^3}{3K_2^4}}{\sqrt[3]{\frac{\Delta^4 K_1^6}{4K_2^{10}} - \frac{\Delta^3 K_1^9}{27K_2^{12}} - \frac{K_1^9}{27K_2^9} + \frac{\Delta K_1^6}{3K_2^7} - \frac{\Delta^2 K_1^3}{2K_2^5}}} + \sqrt[3]{\frac{\Delta^4 K_1^6}{4K_2^{10}} - \frac{\Delta^3 K_1^9}{27K_2^{12}} - \frac{K_1^9}{27K_2^9} + \frac{\Delta K_1^6}{3K_2^7} - \frac{\Delta^2 K_1^3}{2K_2^5}} - \frac{k_1^3 - 3\Delta k_2^2}{3k_2^3}. \quad (11)$$

Для оценки влияния параметров технологического процесса натяга Δ и высоты расположения направляющей плиты H_B на усилие взаимодействия стержней P_1 произведем математическое моделирование.

В качестве исходных данных будем использовать наиболее распространенный типоразмер АК с параметрами:

$$d_B = d_\Gamma = 1,22 \dots 1,24 \text{ мм}, t = 2,44,$$

$$E = 5 \times 10^4 \text{ Па}, \mu = 0,3,$$

$$G = E/130, H_B = 5 \dots 30 \text{ мм}.$$

Результаты представлены в виде графика на рис. 3.

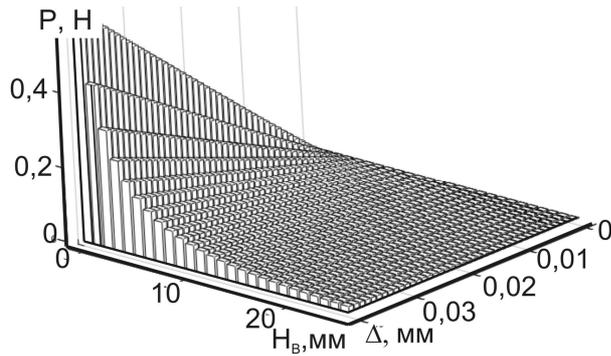


Рис. 3. Зависимость усилия взаимодействия стержней P_1 от натяга Δ и высоты H_B

Для оценки распределения деформаций между изгибом Δ_B и смятием Δ_D построим их графическое сопоставление с использованием выше перечисленных параметров, результаты представим в виде графика рис. 4.

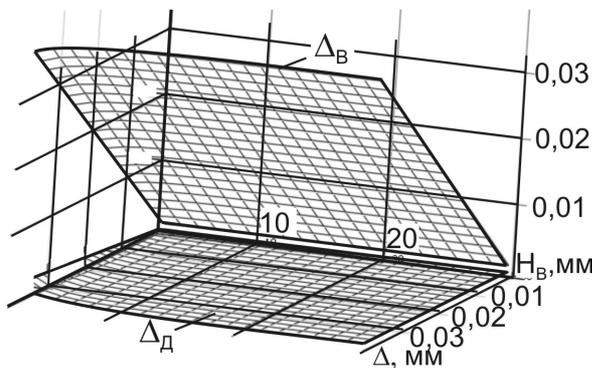


Рис. 4. Распределение деформаций между изгибом Δ_B и смятием Δ_D от натяга Δ и высоты H_B

Анализ графических результатов показывает, что при высоте гребенки свыше 10 мм натяг компенсируется за счет прогиба вертикального стержня и контактных деформаций практически не происходит даже при больших значениях натяга.

При одновременной подаче слоя горизонтальных стержней вертикальные стержни не имеют возможности деформироваться, так как этому препятствуют соседние горизонтальные стержни, при этом натяг компенсируется только смятием стержня $\Delta = \Delta_D$. Силу взаимодействия стержней получим из (9):

$$P_1^{\text{слой}} = \frac{E}{3(1-\mu^2)} \sqrt{\frac{\Delta^3 n_\delta^3 d_B d_\Gamma}{d_B + d_\Gamma}}. \quad (12)$$

Для сравнения усилий вталкивания при подаче единичного стержня и слоя с расчета на одно взаимодействие построим график соотношения этих усилий (рис. 5).

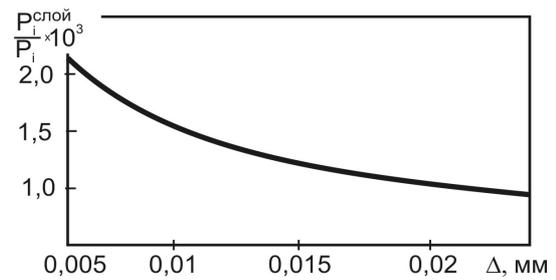


Рис. 5. Соотношение усилий вталкивания при подаче единичного стержня и слоя

Анализируя график можно сделать заключение о недопустимости применения подачи стержней слоем при наличии натяга в сопряжении стержней, так как сила увеличивается в тысячи раз.

Полученные результаты объясняют причину чрезвычайно высоких усилий при сборке АК, по принципу подачи слоя, приведенные в работе [7]. При таких усилиях взаимодействия стержней происходит их повреждение и остановка процесса сборки.

В реальных условиях статистика изменения диаметров стержней, поступающих на сборку, подчиняется закону нормального распределения. Значение диаметра стержня можно представить как:

$$d = Me(d_i), \quad (13)$$

где $Me(d_i)$ – медиана распределения диаметров стержней.

Но расчеты взаимодействия стержней рекомендуется проводить для среднестатистического размера стержня, рассчитанного для диапазона размеров, дающих натяг в сопряжении. В требованиях к стержням, поступающим на автоматизированную сборку АК, необходимо лимитировать максимальный диаметр для стабилизации усилий при сборке.

Выводы

Получена модель взаимодействия стержней при сборке АК, на основании которой выявлены основные факторы, влияющие на характер взаимодействия стержней. Определены зависимости для расчета изгиба и деформации стержня в области контакта для компенсации натяга в сопряжении, в зависимости от собираемой структуры и способа укладки слоев горизонтальных стержней. Получены формулы для определения силы взаимодействия стержней в области контакта для способа подачи стержней слоем и одиночным стержнем. Сравнение расчетов по полученным зависимостям демонстрирует увеличение усилия взаимодействия в тысячи раз, что подтверждает экспериментально полученные рекомендации о предпочтительности сборки АК подачей одиночного стержня.

Литература

1. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций / Ю.В. Соколкин, А.М. Вотинов, А.А. Ташкинов и др.; под общ. ред. А.М. Вотинова. – М.: Наука: изд. фирма "Физ.-мат. лит.", 1996. – 240 с.

2. Потапов А.М. Исследование окислительной стойкости УУКМ при воздействии высокотемпературного газового потока / А.М. Потапов, Ю.В. Штефан, В.Ф. Назаренко, Е.А. Личман // Композиционные материалы в промышленности: материалы Двадцать шестой международной конференции, 29 мая-2 июня 2006 г., Ялта – Киев: УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2007. – С. 178-180.

3. Чесноков В.В. Анализ работы углепластиковых стержней при сборке многонаправленных текстур / В.В. Чесноков, А.В. Чесноков // Вопросы атомной науки и техники: сб. науч. труд. – X., 1999. –

№4. – С. 84-90.

4. Чесноков А.В. Силовой анализ укладки слоев горизонтальных стержней при сборке армирующих каркасов / А.В. Чесноков // Проектування та виробництво конструкцій літальних апаратів: збірн. наук. праць. – X., 2008. – Вип. 2 (53). – С. 82-86.

5. Малмейстер А.К. Сопротивление жестких полимерных материалов / А.К. Малмейстер, В.П. Тамуж, Г.А. Тетерс. – Рига: Зинатне, 1972. – 500 с.

6. Расчеты на прочность в машиностроении / С.Д. Пономарев, В.Л. Бидерман, К.К. Лихарев и др. – Т. 2. – М.: Машигиз, 1958. – 975 с.

7. Чесноков А.В. Повышение производительности сборки армирующих каркасов для углерод-углеродного композиционного материала / А.В. Чесноков, В.В. Чесноков // Вісн. Східноукраїнського нац. ун-ту ім. В. Даля. – Луганськ, 2007. – №7(113) Ч. 1. – С. 169-173.

Поступила в редакцию 23.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. начертательной геометрии и компьютерной графики И.В. Малков, Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Луганск.

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ВЗАЄМОДІЇ СТЕРЖНІВ ПРИ АРМУЮЧИХ КАРКАСІВ

О.В. Чесноков

Обґрунтовано необхідність зниження тривалості виробничого циклу виготовлення ВВКМ. Зниження собівартості виготовлення ВВКМ можливо за рахунок автоматизації найбільш трудомістких процесів збирання армуючих каркасів (АК). Проникнення стержня в АК проходить з опором вштовхування у зв'язку з натягом у спряженні, який компенсується за рахунок деформації вертикальних стержнів і контактних деформацій. Одержані залежності процесу деформації стержня. З умови рівності зусиль в області контакту визначена залежність, що дозволяє визначити зусилля взаємодії стержнів. За допомогою математичного моделювання визначений вплив висоти розташування направляючої плити і величини натягу на зусилля взаємодії, а також розподіл видів деформації залежно від вказаних чинників. Зіставлення результатів визначення зусилля для способу подачі шару стержнів і одиночного стержня в АК, показав не прийнятність застосування першої внаслідок збільшення зусилля взаємодії в тисячі разів.

Ключові слова: стержневий армуючий каркас, взаємодія стержнів, контактні деформації, углепластиковий стержень, вигін стержня.

DESIGN OF PROCESS OF CO-OPERATION OF BARS AT ASSEMBLING OF PREFORM

A.V. Chesnokov

The necessity of decline of duration of production cycle of making of CCC is fabrication. A decline of prime price of making of CCC is possibly due to automation of the most labour intensive processes of assembling of preform. Penetration of bar in preform with resistance pushing from preload in an interface, which is compensated due to deformation of vertical bars and contact deformations. Dependences are got describing processes of deformation of bar. From the condition of equality of efforts in area of contact, allowing to define effort of co-operation of bars, is certain. By a mathematical design influence of height of location of flag and size of preload is certain on effort of co-operation, and similarly distributing of types of deformation depending on the indicated factors. Comparison of results of determination of effort for the method of serve of layer of bars and single bar in preform, show not acceptability of application of the first by reason of increase of effort co-operation in thousands of one times.

Key words: cored reinforcing framework, co-operation of bars, contact deformations, carbon plastic bar, bend of bar.

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 621.771.073.8:681.3.06

В.С. МЕДВЕДЕВ, А.Н. МАСЛЕНЬКИЙ*УкрГНТЦ «Энергосталь», Украина***МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОКАТКИ
В ФАСОННЫХ КАЛИБРАХ В СРЕДЕ MATHCAD**

Реализована в пакете MathCAD математическая модель прокатки в фасонных калибрах фланцевого типа, позволяющая с использованием вариационных принципов механики сплошных сред определять формоизменение металла и энергосиловые параметры прокатки. На примере прокатки в листовом тавровом калибре показана методика построения поля скоростей, расчета скоростей деформаций, мощности, усилий и моментов прокатки, а также деформаций в направлениях свободного течения металла. Данная математическая модель положена в основу автоматизированного проектирования технологии прокатки с помощью САПР ТП «Сортовая прокатка».

Ключевые слова: прокатка, фасонный профиль, математическая модель, вариационные методы, формоизменение металла, энергосиловые параметры.

Введение

В авиационной промышленности широко используются фасонные профили сложной геометрической формы в небольших партиях поставки. Вместе с тем в современных условиях работы металлургических предприятий актуальным становится вопрос о минимизации затрат на технологическое обеспечение производственного процесса.

Особенно остро стоит вопрос сокращения затрат при освоении производства новых фасонных профилей проката, выпускаемого малотоннажными партиями. В связи со сложностью формы профилей при разработке калибровок валков часто имеют место ошибки в определении течения металла на свободных поверхностях калибров – уширения стенки, приращения или утяжки фланцев и т.д. Требуется корректировки калибровок с переточками валков и дополнительными опытными прокатками, что в конечном итоге приводит к значительному увеличению затрат на освоение.

В связи с этим при подготовке производства особое внимание должно уделяться качеству разрабатываемых калибровок валков, точности расчетов формоизменения металла, энергосиловых и других технологических параметров прокатки.

Для решения подобного рода задач весьма широко используются методы математического моделирования прокатки в фасонных калибрах с применением вариационных принципов механики сплошных сред, которые позволяют достаточно адекватно описывать течение металла в фасонных калибрах и получать достаточно точные решения по параметрам формоизменения металла и энергетике процес-

са. Однако практическая реализация данных задач связана с серьезными математическими трудностями решения весьма громоздких систем дифференциальных и интегральных уравнений. Для получения конечного результата ранее приходилось вводить значительные упрощающие допущения, а также использовать численные методы решения [1 – 3].

Постановка задачи. Целью настоящей работы является разработка прикладной программы расчета формоизменения металла и энергосиловых параметров в среде MathCAD на основе математической модели процесса прокатки в фасонных калибрах.

Выбор математического пакета MathCAD обусловлен рядом его преимуществ по сравнению с другими пакетами и языками программирования. Так пакет MathCAD включает в себя большое количество встроенных математических функций, в том числе необходимых для решения вариационных задач механики сплошных сред; имеются широкие возможности визуализации результатов расчетов (построения графиков, диаграмм, поверхностей и т.д.). Пакет обладает доступным интерфейсом (математические выражения записываются в общепринятом виде, процесс создания программы может осуществляться одновременно с ее отладкой). Работа с пакетом не требует специальных знаний в программировании, что позволяет быстро освоить работу на компьютере и реализовать с его помощью математические модели, не вдаваясь в тонкости традиционных языков C, BASIC и др.

Результаты работы

Созданная авторами программа основана на методике определения формоизменения и энергоси-

ловых параметров прокатки в фасонных калибрах с использованием вариационных принципов, предложенной В.С. Медведевым [4], и состоит из поля ввода исходных данных, четырех расчетных областей и поля вывода результатов расчета (рис. 1 – 6). В связи с ограниченным объемом статьи, приведенные на рисунках листинги показаны в усеченном виде.

Для удобства записи исходных данных на рабочем листе помещен эскиз очага деформации. Исходными данными являются размеры исходной заготовки и калибра, радиус валков, скорость прокатки, а также сопротивление металла деформации.

После поля ввода исходных данных располагаются четыре расчетные области в следующем порядке: первая область – это область определения поля скоростей течения металла на каждом участке очага деформации; вторая – скоростей деформации и интенсивности скоростей деформации; третья – энергосиловых параметров процесса (мощности, усилия и момента прокатки); четвертая – формоизменения металла. Данные расчетные области не требуют какой-либо редакции пользователя, поэтому они находятся в свернутом состоянии и заблокированы.

Для удобства пользователя в начале рабочего листа программы размещена информация, знакомящая его с областью применения программы и основными приемами работы. Результаты расчета пользователь имеет возможность сохранить в формате .rtf, что позволит далее работать с сохраненным файлом, как с обычным документом Word.

На приведенных листингах созданной программы авторами показан пример расчета формоизменения металла и энергосиловых параметров процесса прокатки фасонного профиля, который формируется в калибре с одним пластовым тавровым элементом.

Приведенный на рис. 1 очаг деформации в пластовом тавровом калибре разделен на 8 участков, что обусловлено его геометрией. Расчет проводится последовательно, начиная с первого участка, в направлениях беспрепятственного течения металла. При построении поля скоростей на первом участке записываем выражения для определения компонент скоростей V_z и V_x . Составляющую скорости V_y определяем из закона постоянства объема. При построении поля скоростей на остальных участках записываем выражения для определения компонент скоростей V_y и V_x , а составляющую скорости V_z находим из закона постоянства объема.

В поле скоростей введены два варьируемых параметра – коэффициент вытяжки μ и коэффициент k , который характеризует положение поверхности раздела течения металла в поперечном направлении.

Варьируемые параметры рассчитываются из условия минимума полной мощности с помощью встроенных функций пакета MathCAD.

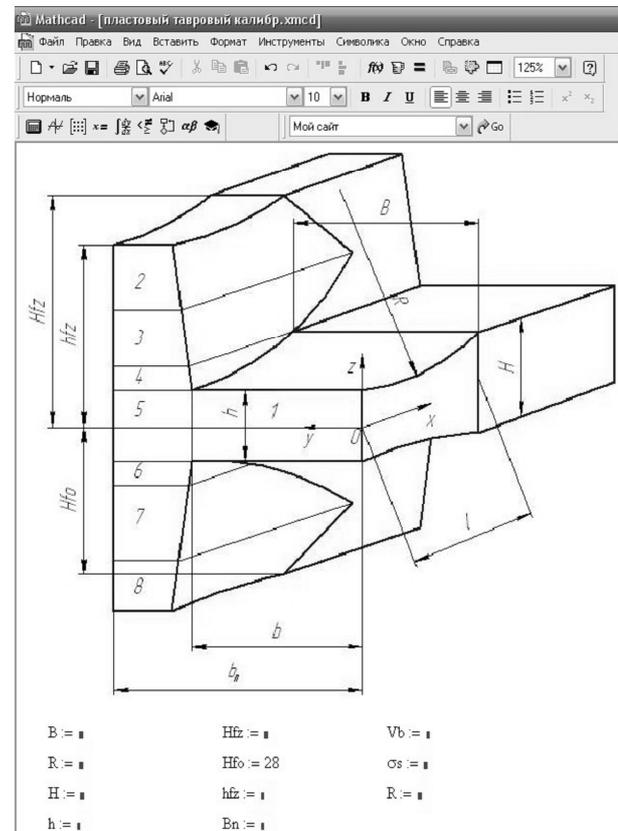


Рис. 1. Начало рабочего листа программы

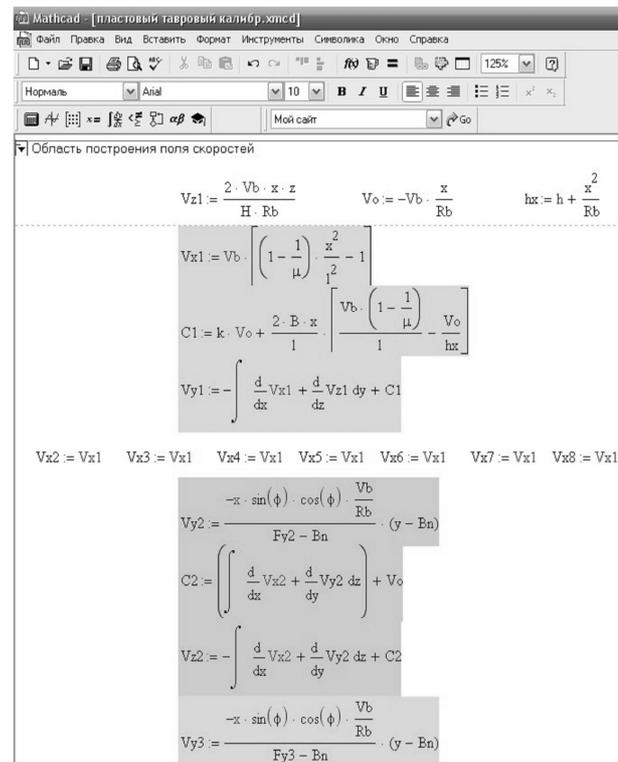


Рис. 2. Область определения поля скоростей

Определение скоростей деформации и интенсивностей скоростей деформации производится по известным зависимостям [4]. Полную мощность прокатки, состоящую из суммы мощностей сопротивления внутренних сил металла, сил трения и сил среза, определяем по основному уравнению энергетического метода [4]. Определили полную мощность прокатки, находим значения момента и усилия прокатки [1]. Далее определяется деформация металла на свободной поверхности открытого фланца и на свободной поверхности стенки (в том случае, когда не существует ограничения ее уширения).

После того, как пользователь заполнил все поля значений исходных величин, ему необходимо на участке рабочего листа программы, расположенного ниже всех областей, ввести символьные обозначения интересующих его расчетных параметров, например, коэффициента вытяжки μ и приращения открытого фланца e (рис. 6), и нажать клавишу Enter. Программа автоматически выполнит расчеты и выдаст результат в численном виде.

С помощью данной программы был выполнен ряд контрольных расчетов. Выполненный анализ расчетных значений с фактическими данными показал, что погрешность вычислений находится в пределах 12%, что позволяет рекомендовать программу для использования при инженерных расчетах.

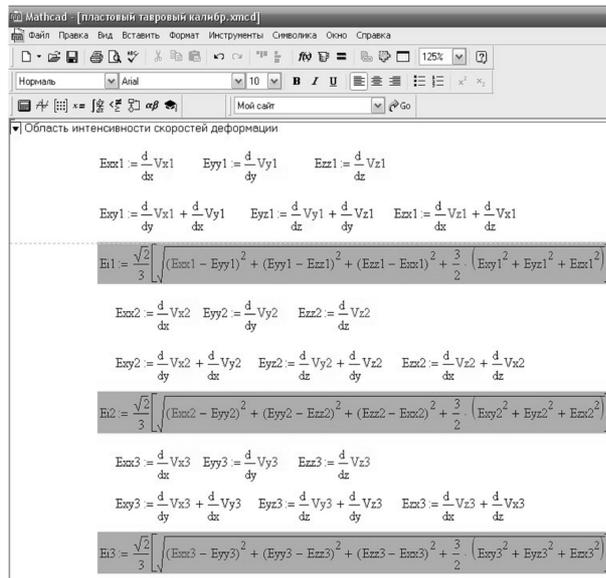


Рис. 3. Область определения интенсивности скоростей деформации металла

Созданная программа позволяет рассчитывать деформацию металла в фасонных калибрах и энергосиловые параметры за достаточно короткое время и получать достаточно точные результаты.

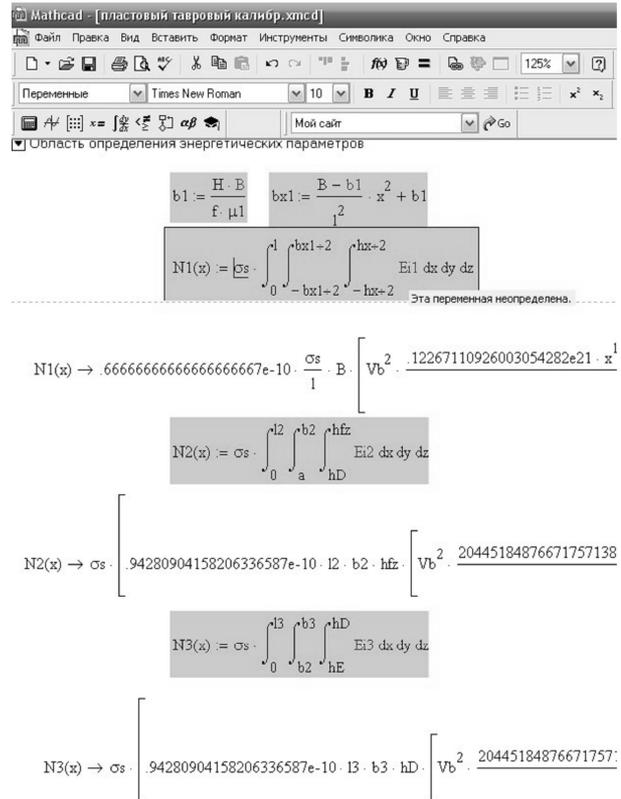


Рис. 4. Область определения энергосиловых параметров процесса

В любой момент пользователь может корректировать значения исходных данных, после чего программа произведет перерасчет соответствующих параметров с учетом произведенных изменений. Программа входит в библиотеку программных модулей САПР ТП «Сортовая прокатка» и используется при автоматизированном проектировании калибровок валков и технологии прокатки сложных фасонных профилей.

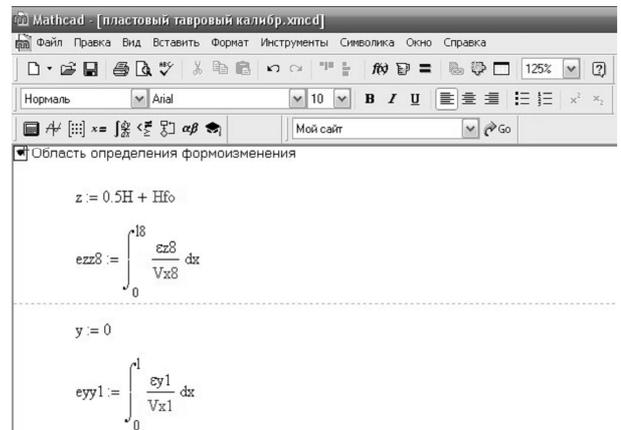


Рис. 5. Область определения деформации металла

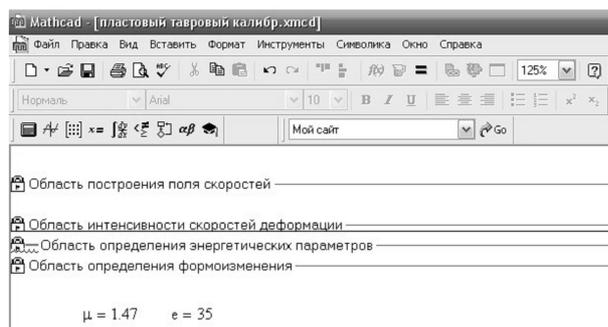


Рис. 6. Вывод результатов расчета

Выводы

Реализована в MathCAD математическая модель прокатки в фасонных калибрах фланцевого типа, позволяющая с помощью вариационных принципов механики сплошных сред определять деформацию металла и энергосиловые параметры с высокой точностью за короткое время.

Математическая модель положена в основу автоматизированного проектирования технологии прокатки с использованием САПР ТП «Сортовая прокатка».

Литература

1. Колмогоров В.Л. Механика обработки металлов давлением / В.Л. Колмогоров. – М.: Металлургия, 1986. – 688 с.
2. Илюкович Б.М. Экстремальный принцип деформированного состояния при продольной прокатке / Б.М. Илюкович, Н.Е. Нехаев, М.К. Измайлова // Изв. вузов. Черная металлургия. – 1991. – № 5. – С. 38-39.
3. Теоретические основы обработки металлов давлением / Б.М. Илюкович, А.П. Огурцов, Н.Е. Нехаев, С.В. Еришов; под ред. Б.М. Илюковича. – Днепропетровск: РВА «Дніро-ВАЛ», 2002. – Т.2. – 485 с.
4. Евстратов В.А. Теория обработки металлов давлением / В.А. Евстратов. – Х.: Вища школа, 1981. – 200 с.

Поступила в редакцию 1.03.2009

Рецензент: д-р техн. наук, помощник генерального директора по научному развитию Д.К. Нестеров, Украинский государственный научно-технический центр «Энергосталь», Харьков.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОКАТКИ В ФАСОННИХ КАЛІБРАХ В СЕРЕДОВИЩІ MATHCAD

В.С. Медведев, О.М. Масленый

Реалізована в пакеті MathCAD математична модель прокатки в фасонних калібрах фланцевого типу, що дозволяє з використанням варіаційних принципів механіки суцільних середовищ визначати формозміну металу і енергосилові параметри прокатки. На прикладі прокатки в пластовому тавровому калібрі показана побудова поля швидкостей, розрахунку швидкостей деформації, потужностей, зусиль та моментів прокатки і деформацій у напрямку свobodного плину металу. Дана математична модель покладена в основу автоматизованого проектування технології прокатки за допомогою САПР ТП «Сортова прокатка».

Ключові слова: прокатка, фасонний профіль, математична модель, варіаційні методи, формозміна металу, енергосилові параметри.

MATHEMATICAL SIMULATION OF ROLLING PROCESS IN SECTIONAL GROOVES BY MATHCAD

V.S. Medvedev, A.N. Maslennyi

Mathematical model of rolling process in sectional grooves of flange type was realized in MathCAD. The model enables determining metal forming and energy parameters of rolling with using variational principles of mechanics of continua. By the example of rolling in tabular T-shaped groove the method of constructing velocity field, calculation of deformation rate, capacity, forces and moments of rolling as well as deformations in directions of free flow of metal are shown. We assumed this mathematical model as a basis of computer-aided designing technology of rolling by means of technological process CAD «Flat-and-edge rolling».

Key words: shaped section, mathematical model, variational methods, metal forming, energy parameters.

Медведев Виктор Степанович – канд. техн. наук, зав. отделом прокатного производства, Украинский государственный научно-технический центр «Энергосталь», Харьков, Украина, e-mail: niimet@bk.ru.

Масленый Александр Николаевич – инженер отдела прокатного производства, Украинский государственный научно-технический центр «Энергосталь», Харьков, Украина, e-mail: niimet@bk.ru.

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК¹, В.С. ИВАНОВ¹, А.Я. МОВШОВИЧ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Национальный технический университет «ХПИ», Украина*

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ УДАРНОЙ ИМПУЛЬСНОЙ ШТАМПОВКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Исследуются возможности использования технологии ударной импульсной штамповки для изготовления сложных листовых деталей. Рассматриваются этапы разработки оптимального технологического процесса. Анализируется процесс передачи энергии в пневмоударной машине, разделенный на два этапа: преобразование энергии сжатого воздуха, запасенной в аккумуляторе пневмоударного блока, в кинетическую энергию бойка и преобразование последней в работу деформирования заготовки в технологическом блоке. Рассмотрены схемы операции пневмоударной штамповки жидкостью: вытяжка из плоской и пространственной заготовки, раздача труб и полых заготовок, обжим, формовка, рельефная чеканка, разделительные операции на плоских и пространственных деталях, калибровка, сборочные операции и т.п. Анализируются возможности автоматизации конструкторско-технологической подготовки производства процессов ударной импульсной штамповки.

Ключевые слова: ударная импульсная штамповка, технологическая оснастка, факторы формообразования, технологические схемы, комбинированная среда.

Введение

Ударная штамповка [1] в силу своих особенностей обладает экологичностью, универсальностью, управляемостью, высоким уровнем механизации и реализации различных схем штамповки с возможностью широкого включения дополнительных элементов интенсификации процесса формообразования.

Сущность ударной штамповки жидкостью основывается на ряде последовательных операций преобразования энергии сжатого воздуха в энергию удара бойка о передающую среду, которая в конечном счете расходуется на работу пластического деформирования заготовки.

Процесс передачи энергии можно разделить на два этапа: преобразование энергии сжатого воздуха в кинетическую энергию бойка и преобразование последней в энергию деформирования основания и работу деформирования заготовки.

1. Технологическая система ударной импульсной штамповки

Технологическую систему пневмоударной штамповки деталей из листа можно представить в виде последовательности, показанной на рис. 1.

Для разработки рациональной технологической системы и проведения оптимизации необходимо выполнить следующие задачи:

1. На основе структурного анализа конструкций с учетом критериальных оценок и ограничений (конструкционных и технологических) изделий необходимо разработать классификацию технологических процессов.

2. На основе аналитических решений следует провести экспертную оценку определения рациональной технологической системы.

3. Применяя аналитические и статистические методы, необходимо выбрать наиболее существенные факторы взаимного влияния технологической системы.

4. Далее следует разработать методику проектирования объектов технологической системы: заготовка, оснастка, оборудование и непосредственно технологический процесс.

5. На следующем этапе необходимо проверить достоверность разработанных моделей объектов системы (экспериментально на опытных образцах).

6. По результатам выполнения предыдущих пунктов можно разрабатывать технологический процесс производства конкретных деталей.

В общем случае определяющими для технологического процесса пневмоударной штамповки являются внешние факторы импульсного воздействия и внутреннего процесса формообразования.

Блок-схема факторов влияния изображена на рис. 2. Процесс передачи энергии в пневмоударной машине можно разделить на два этапа:

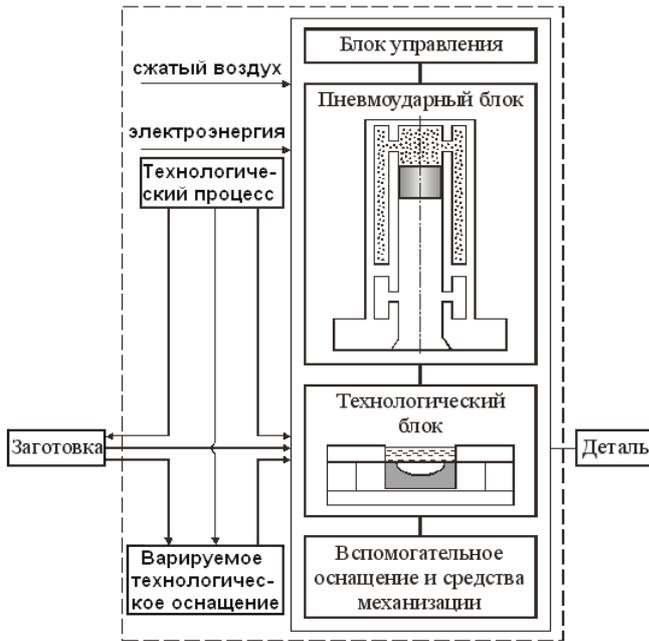


Рис. 1. Технологическая система ударной штамповки



Рис. 2. Основные факторы, определяющие эффективность процесса формообразования ударной штамповки

– преобразование энергии сжатого воздуха, запасенной в аккумуляторе пневмоударного блока (ПУБ), в кинетическую энергию бойка;

– преобразование последней в работу деформирования заготовки в технологическом блоке (ТБ).

Естественно, что среди целого ряда технологических задач возникает вопрос об определяющих факторах технологического процесса и использовании всего многообразия этих факторов для решения конкретной технологической задачи.

2. Определяющие факторы технологического процесса

Ударный импульсный источник нагружения характеризуется следующими показателями:

- кинетическая энергия удара бойка о жидкость;
- пиковое давление;
- длительность импульса нагружения;
- форма импульса воздействия;
- поверхность заготовки, подвергающаяся силовому воздействию;
- последовательность и цикличность нагружения элементов заготовки по времени и месту.

Решение определяют с учетом основных факторов, главными из которых являются конструктивно-технологические особенности деталей, состояние поверхности заготовки и оснастки, вид деформирования, предельные характеристики энергопривода (пневмоударного блока), технологического блока и других внешних факторов, позволяющих интенсифицировать технологические процессы.

Техническая система пневмоударной штамповки характеризуется следующими особенностями:

Воздушный тракт ПУБ выполнен удлиненным и имеет следующие габаритные размеры: длина 1,5...2,0 м, диаметр находится в пределах 0,1...0,3 м.

В ПУБ воздушный тракт выполняют таким образом, чтобы энергия воздуха от цеховой пневмосети обеспечивала не только разгон бойка, но и вспомогательную операцию – взвод его в исходное положение вследствие подскока бойка при ударе и избыточного давления в карманах ПУБ.

В ТБ используются невысокие рабочие камеры 0,05...0,1 м со сравнительно большой площадью стола, который прижимается в ПУБ специальным клиновым механизмом.

3. Технологические особенности метода

Технологические возможности любого метода обработки металлов давлением определяются собственными свойствами материала, конфигурацией детали и располагаемыми возможностями оборудования, на котором осуществляется процесс деформирования.

Ограничения этих возможностей в каждом конкретном случае определяются организационно-экономическими условиями.

Технологические возможности ударной штамповки, безотносительно к виду передающей среды, определяются показателями штампуемости материалов.

В условиях ударного динамического нагружения, определяющего весь технологический процесс, эти показатели отличаются по виду деформирования (т.е. степенью вытяжки и раздачи, относительной глубиной формовки, максимальной степени деформации, энергией формообразования).

Основные схемы листоштамповочных операций показаны на рис. 3

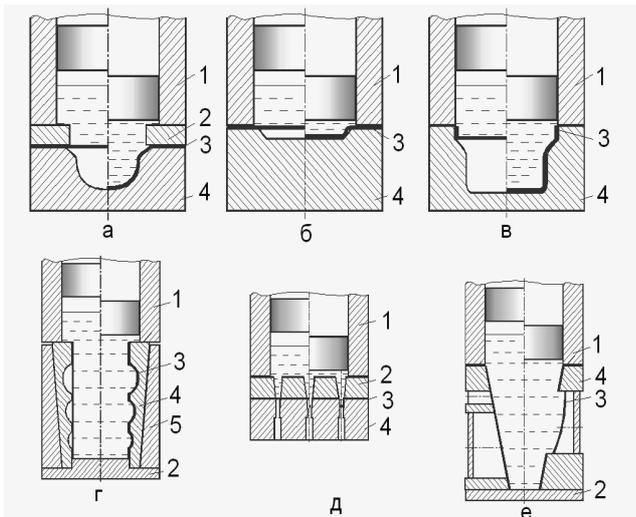


Рис. 3. Основные технологические схемы пневмоударной штамповки жидкостью:
а, в – вытяжка из плоской и пространственной заготовок; б – формовка; г – раздача;
д, е – разделительные операции в плоской и пространственной заготовках:
1 – рабочая камера; 2 – прижим; 3 – заготовка;
4 – матрица, 5 – обойма

Также необходимо отличать технические характеристики машин для осуществления необходимого формообразования (уровни и характер развиваемого давления, размеры выходного сечения рабочей камеры, величина пространства под технологическую оснастку, максимальная энергия удара и длительность цикла).

Методом ударной штамповки эластичной средой (рис. 4) неглубокую целесообразно выполнять

следующие операции: вытяжку, рельефную формовку, чеканку, разделительные, сборочные и совмещенные операции.

Комбинированные среды при пневмоударной штамповке (рис. 5) целесообразно применять для интенсификации процессов формообразования.

Однако метод пневмоударной штамповки не может полностью заменить традиционные методы штамповки, а в крупносерийном и массовом производстве он явно проигрывает им в производительности и себестоимости изготовления изделий.

Метод пневмоударной штамповки имеет свою определенную область применения: единичное, опытное, мелкосерийное, а в некоторых случаях среднесерийное производство.

Общего показателя штампуемости материалов для всех технологических операций листовой штамповки для практического принятия решений не существует.

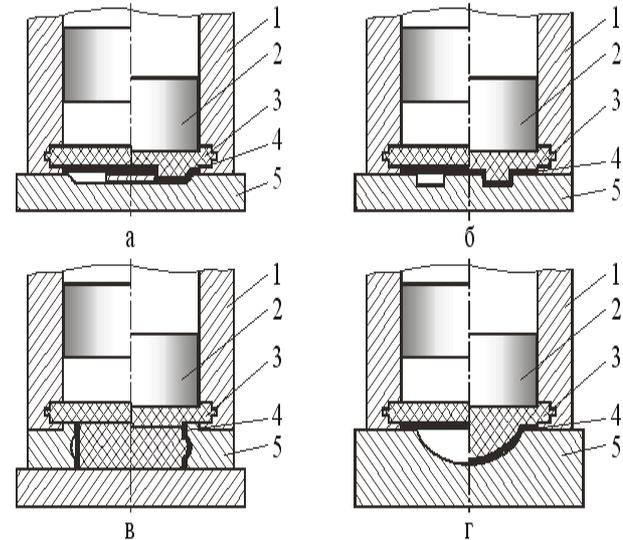


Рис. 4. Основные технологические схемы штамповки эластичной средой (полиуретаном):
а – пробивка; б – рельефная формовка;
в – раздача; г – вытяжка:
1 – ствол; 2 – боек; 3 – полиуретан;
4 – заготовка; 5 – матрица

Поэтому на практике для многих операций деформирования при использовании различных методов штамповки применяют свои конкретные показатели.

Это усложняет выработку единого подхода к разработке всего многообразия технологических операций, выполняемых исследуемым методом.

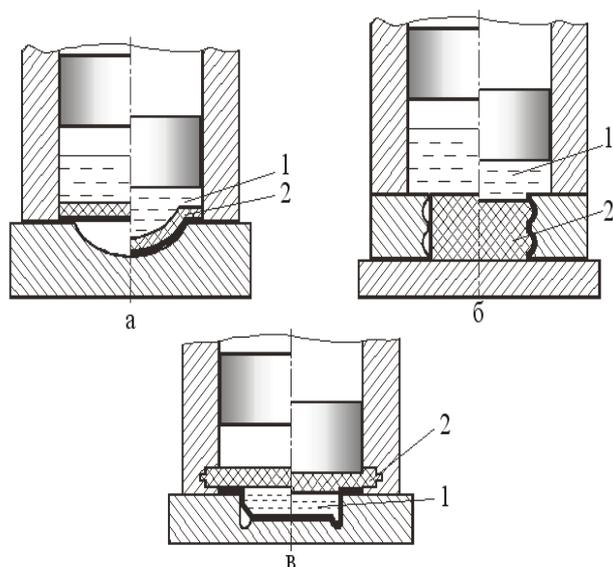


Рис. 5. Основные технологические схемы штамповки комбинированной средой:

а – вытяжка (формовка); б – раздача;
в – калибровка: 1 – жидкость; 2 – полиуретан

Основным достоинством метода является возможность штамповки изделий, которые трудно изготовить без ручных доводочных работ или невозможно получить с помощью прессового оборудования.

Это изделия сложного профиля, изготавливаемые глубокой вытяжкой, формовкой, раздачей, высокоточные детали, детали из труднодеформируемых материалов, а также детали из полированных материалов без нарушения их поверхностной обработки.

Накопленный опыт эксплуатации оборудования для пневмоударной штамповки показывает, что машины, штампующие жидкой средой, целесообразнее применять для формоизменяющих операций, а машины, штампующие эластичной средой, – для неглубокой вытяжки, рельефной формовки и разделительных операций.

Одной из самых распространенных операций можно считать операцию вытяжки.

Она является одной из самых сложных при всех методах импульсной штамповки.

Процесс импульсной вытяжки сопровождается значительными перемещениями элементов заготовки, осуществляемыми с высокими скоростями.

Из-за значительного перемещения заготовки заметно изменяется объем полости рабочей камеры.

В некоторых случаях высвобожденный вследствие формообразования заготовки объем может быть даже сравним с объемом рабочей камеры технологического блока.

Эти обстоятельства приводят к сложности как математического описания процесса, так и технологических исследований по сравнению с другими

процессами импульсной штамповки.

4. Возможности автоматизации конструкторско-технологической подготовки производства

Для эффективного использования этих процессов в производстве процесс проектирования необходимо производить с использованием опыта проектирования технологических процессов на производстве и имеющейся научной базы.

Эффективное проектирование таких технологических процессов связано с использованием максимальных возможностей данных методов, а их оптимизация связана с анализом и синтезом многофакторной информации, которая должна быть систематизирована и обработана соответствующим математическим аппаратом, освоенным современной наукой и удобным для производства [2].

Для обработки этой информации необходимо формализовать информацию об отработанных технологических процессах и внести их в информационную компьютерную базу.

Математическую модель детали можно описать в понятиях конструкторско-технологических элементов, которые обладают иерархической структурой, состоящей из нескольких уровней элементов.

Для решения задачи проектирования технологических процессов можно использовать математический аппарат распознавания образов, алгоритмы использования которого хорошо апробированы для процессов штамповки взрывом [3].

Явное преимущество данного технологического процесса (возможность экономически целесообразного получения сложных рельефных листовых деталей малыми сериями, в том числе из новых труднодеформируемых материалов, изделий повышенной точности и качества поверхности деталей, при сокращении количества переходов, сварочных швов и термообработок) предопределяет распространение процесса пневмоударной листовой штамповки жидкостью на детали геометрических форм, использующиеся в авиации и космонавтике.

Литература

1. Мовшович А.Я. Особенности конструирования и изготовления оснастки для ударной импульсной штамповки / А.Я. Мовшович, Ю.М. Свиридов, Л.Г. Кузнецова, А.М. Бых // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением: КШП ОМД. – 2003. – №6. – С. 3-9.

2. Третьяк В.В. Объектный подход к проектированию ресурсосберегающих импульсных техноло-

гий / В.В. Третьяк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №3 (29). – С. 26-31.
3. Третьяк В.В. Синтез и оптимизация импульс-

ных процессов с использованием объектного подхода / В.В. Третьяк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – №9 (45). – С. 158-162.

Поступила в редакцию 1.03.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры теоретической и технической механики В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТОВУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ УДАРНОГО ІМПУЛЬСНОГО ШТАМПУВАННЯ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ЛИСТОВИХ ДЕТАЛЕЙ СКЛАДНОЇ КОНФІГУРАЦІЇ

В.В. Третьяк, В.С. Иванов, О.Я. Мовшович

Досліджуються можливості використання технології ударного імпульсного штампування для виготовлення складних листових деталей. Розглядаються етапи розробки оптимального технологічного процесу. Аналізується процес передачі енергії в пневмоударній машині, розділений на два етапи: перетворення енергії стислого повітря, накопиченої в акумуляторі пневмоударного блоку, в кінетичну енергію бойку і перетворення останньої в роботу деформації заготовки в технологічному блоці. Розглянуті схеми операції пневмоударного штампування рідиною: витяжка з плоскої і просторової заготовки, роздача труб і порожнистих заготовок, обтиск, формування, рельєфна чеканка, розділові операції на плоских і просторових деталях, калібрування, складальні операції і т.п. Аналізуються можливості автоматизації конструкторсько-технологічної підготовки виробництва процесів ударного імпульсного штампування.

Ключові слова: ударне імпульсне штампування, технологічне оснащення, чинники формування, технологічні схеми, комбіноване середовище.

POSSIBILITIES OF THE USE OF TECHNOLOGY OF SHOCK IMPULSIVE STAMPING FOR MAKING OF SHEET DETAILS OF COMPLICATED CONFIGURATION

V.V. Tretyak, V.S. Ivanov, A.Y. Movshovich

Possibilities are explored of the use of technology of the shock impulsive stamping for making of difficult sheet details. Stages are considered of development of optimum technological process. A process is analysed of transmission of energy in the pneumatic machine, parted on two stages: transformation of energy of the compressed air, which was stocked in the accumulator of pneumatic shock block, in the kinetic energy firing-pin and transformation to the last in work of deformation of purveyance in the technological block. Charts are considered of operation of the pneumatic shock stamping by liquid: extraction from the flat and spatial purveyance, distribution of pipes and hollow purveyances, wringing, moulding, relief coinage, dividing operations on the flat and spatial details, calibration, assembling operations and etc. Possibilities are analysed of automation of designer-technological preparation of production of processes of the shock impulsive stamping.

Key words: shock impulsive stamping, technological rigging, factors of formation of form, technological charts, combined environment.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_khai@rambler.ru.

Иванов Вадим Сергеевич – специалист кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Мовшович Александр Яковлевич – д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник кафедры «Интегрированные технологии» Национального технического университета «ХПИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735

В.В. ВОРОНЬКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***РАЗРАБОТКА ПНЕВМОИМПУЛЬСНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ СКОРОСТНОГО ДОРНОВАНИЯ ОТВЕРСТИЙ В АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ**

В статье проанализированы основные типы устройств, применяемые для дорнования отверстий на авиационных предприятиях; показаны преимущества устройств импульсного способа дорнования; описан принцип действия, даны технические характеристики магнитно-импульсных и пневмоимпульсных устройств дорнования отверстий; указаны основные направления совершенствования пневмоимпульсных устройств; представлены новая схема и конструкция ручного пневмоимпульсного устройства дорнования отверстий авиационных конструкций, обеспечивающие рациональные параметры технологического процесса скоростного дорнования.

Ключевые слова: дорнование, дорн, болтовое соединение, протяжное устройство, магнитно-импульсное устройство, пневмоимпульсное устройство.

Введение

Для современного уровня развития воздушного транспорта характерна тенденция значительного увеличения его заданного ресурса (до 60 тыс. летных часов) и надежности. Подобный рост эффективности самолетов в решающей степени обеспечивается повышением долговечности их планера, которую, в свою очередь, определяет в основном выносливость болтовых и заклепочных соединений. Количество таких соединений в планерах самолетов с увеличением их габаритных размеров резко увеличивается. Так, например, если в планере самолета Ту-204 устанавливают свыше 46.960 болтов (в крыле – 38.550 шт., фюзеляже – 7.590 шт., на пилонах двигателей – более 820 шт.), то на пассажирском лайнере Ил-86 общее количество болтов достигает уже 152.800 шт.

1. Формулирование проблемы

Для подобных соединений действенным технологическим приемом повышения циклической долговечности является упрочняющая обработка отверстий под болты различными способами поверхностного пластического деформирования. Среди них дорнование обеспечивает необходимый натяг до 3...3,5%, существенно повышает выносливость конструкции. Например, усталостная долговечность двухсрезных болтовых соединений после дорнования возрастает в 3...8 раз в зависимости от материала, уровня нагружения, геометрии соединения и наличия герметика [1]. Кроме того, дорнование сравнительно просто может быть реализовано в условиях узловой и агрегатной сборки. При этом выбор способа дорнования и инструмента для его осуществления является очень важной и актуальной задачей.

2. Анализ применяемых в отрасли устройств для дорнования отверстий

На авиационных предприятиях процесс дорнования осуществляют преимущественно протяжными устройствами типа МП-6-100, МП-10-130, МП-12-150 и МП-24-180 или машинами для постановки болтов типа МБЗ-1,5, МБ-2А, МБЗ-7, МБЗ-4А с пневмогидравлическим насосом-мультипликатором модели ПГНМ 1-250. Характерной особенностью подобных машин является возможность использования их лишь в местах массового расположения отверстий при наличии свободных двухсторонних подходов к последним. Кроме того, для выполнения последующей операции необходимо каждый раз отсоединять дорн от силового агрегата, а затем снова подсоединять его. Подобная технология кроме свободных двухсторонних подходов требует участия в операции дорнования двух исполнителей и использования в целях сокращения вспомогательного времени нескольких дорнов. При этом проточка под захват значительно ослабляет сечение дорна, что в свою очередь ограничивает величину угла заборного конуса и усилие дорнования. К недостаткам этих машин следует отнести также наличие дополнительного пневмогидравлического привода, что существенно затрудняет маневренность исполнителей. Кроме того, дорнование с постоянной скоростью движения инструмента, характерное для протяжных устройств и машин типа МБЗ, имеет также ряд существенных недостатков: появление наплывов на кромках отверстий, искажение образующей отверстия (корсетность). Для устранения этих недостатков требуется проведение после дорнования калибровки отверстий разверткой по Н7 [1], что существенно снижает эффект упрочнения дорнованных отверстий.

Отмеченные выше недостатки, и, прежде всего необходимость двухстороннего подхода к упрочняемым отверстиям, характерные для дорнования с применением протяжных устройств и машин для постановки болтов, существенно ограничивают использование в отрасли этого способа упрочнения. В этой связи упрочнению подвергают лишь 8...34% общего числа выполняемых на планере болтовых соединений [2], в результате чего повышение долговечности отдельных крепежных точек не обеспечивает ожидаемого повышения ресурса планера в целом, сводит эффект упрочнения к минимуму.

3. Скоростное дорнование и устройства для его реализации

Расширение возможностей упрочнения отверстий дорнованием в условиях стапельной сборки может быть обеспечено лишь устройствами, осуществляющими процесс при свободном одностороннем доступе: ручными устройствами динамического (ударного, импульсного) действия, работающими по незамкнутой схеме силового нагружения.

В ряде работ [1, 2, 4] доказана возможность применения для выполнения операций дорнования устройств, использующих магнитно-импульсный привод, который обеспечивает возвратно-поступательное движение обрабатываемого инструмента с высокой скоростью. При этом появляется возможность упрочнения отверстий с большими натягами, при одностороннем доступе к ним, без искажения образующей отверстия, торцевых поверхностей соединяемых деталей, обеспечивая в районе упрочняемого отверстия напряженно-деформированное состояние, близкое к схеме всестороннего сжатия. В Самарском государственном аэрокосмическом университете в 80-е годы прошлого столетия было разработано магнитно-импульсное устройство [3], позволяющее реализовать процесс импульсного дорнования отверстий. Дорнование осуществляют проталкиванием дорна через отверстие (прямой ход) с последующим извлечением его путем выглаживающего протягивания (обратный ход). Соединение дорна как рабочего инструмента с силовым агрегатом магнитно-импульсного устройства позволяет поднять производительность процесса, увеличить прочность дорна, угол заборного конуса до 5° , что положительно сказывается на точности дорнованных отверстий. Дорнование выполняют за 1...5 импульсов, как при прямом, так и при обратном ходе дорна со скоростью его перемещения до 20 м/с. Отличительной особенностью современных магнитно-импульсных устройств для осуществления процесса дорнования является наличие в их конструкции индукционно-динамического привода, включающего генератор

импульсных токов, электропроводный диск со штоком, помещенный между двумя соосно расположенными индукторами, заключенными в корпус и подключенными к генератору импульсных токов. При этом предусмотрены система переключения индукторов с режима прямого на режим обратного хода, устройство для защиты от перепутывания режимов переключения, что ведет к усложнению конструкции и повышению ее веса. Во избежание этого впоследствии была предложена схема, в которой в обоих режимах срабатывают оба индуктора, включенные параллельно, а прямой или обратный ход осуществляют путем приближения электропроводного диска к соответствующему индуктору.

Одним из недостатков подобных устройств является возможность соударения электропроводного диска и индуктора при прямом и обратном ходе, что часто приводит к выходу из строя индуктора. Для повышения надежности устройство снабжают упорами и размещенным с возможностью осевого перемещения на штоке балансиром, который подпружинен в обе стороны относительно корпуса устройства. Упоры выполняют регулируемые. Конструкцией современных устройств для дорнования, использующих магнитно-импульсный привод, предусмотрена изоляция токоведущих частей от инструмента, корпуса и обрабатываемой детали. Благодаря этому, при нарушении одного из индукторов напряжение с оголенных шин не может быть подано на корпус устройства или на обрабатываемую деталь, что повышает электробезопасность устройства в эксплуатации. С целью максимальной компенсации отдачи при работе, снижения уровня импульсной локальной вибрации в устройствах с магнитно-импульсным приводом предусмотрена установка шарикового замка, демпфирующей пружины, резиновых пластин крепления ручек управления и балансира.

Однако, несмотря на приведенные выше совершенствования, на современных магнитно-импульсных устройствах для дорнования все же не удалось устранить целый ряд существенных недостатков:

- использование массивных (до 500 кг), громоздких и дорогостоящих приводов;
- наличие токов высокого напряжения, что является небезопасным в условиях проведения сборочных работ, требует надежного экранирования ручного инструмента для исключения воздействия на исполнителей магнитного поля;
- сложность управления;
- низкие к.п.д. (не более 5%) и надежность;
- ограниченная и регламентируемая темпом работы цикличность.

Эти недостатки сдерживают широкое применение в отрасли импульсного метода дорнования, несмотря на общую его эффективность.

4. Пневмоимпульсные устройства скоростного дорнования отверстий

В этой связи заслуженно привлекает внимание использование в качестве энергоносителя сжатого воздуха заводской пневмосети давлением $0,5 \pm 0,1$ МПа. Такой энергоноситель выгодно отличается относительной дешевизной, удобством эксплуатации, приемлемостью с экологической точки зрения и техники безопасности.

На кафедре технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета «ХАИ» в течение многих лет ведутся работы по исследованию технологии импульсной клепки и разработке пневмоимпульсных клепальных молотков [5], что позволило использовать накопленный опыт для создания пневмоимпульсных устройств для дорнования отверстий. Применение подобных устройств предполагает использование общих преимуществ импульсного метода дорнования при одновременном устранении большинства недостатков, характерных как для магнитно-импульсных устройств, так и машин для постановки болтов. Так, в сравнении с последними, пневмоимпульсные устройства для дорнования отверстий расширяют технологические возможности из-за одностороннего подхода к местам упрочнения отверстий, позволяют осуществить процесс дорнования без участия вспомогательного рабочего, более производительны (в 5 раз), существенно снижают трудоемкость операций. Вместе с тем, от магнитно-импульсных устройств их отличают дешевизна, повышенная надежность и безопасность, более высокий к.п.д., более благоприятные санитарно-гигиенические характеристики.

5. Основные технические требования, предъявляемые к ручному импульсному инструменту

Большое значение при разработке инструмента имеет преимущество конструкции вновь создаваемого инструмента по отношению к существующим в производстве. Преимущество позволяет использовать имеющийся опыт его эксплуатации и избежать создания новых систем энергоснабжения и служб обслуживания инструмента [6 – 11].

Создаваемое пневмоимпульсное устройство дорнования должно быть надежным, обладать энергетической стабильностью, высокой цикличностью, достаточной энергией единичного удара, возможностью ее оперативного регулирования. Надежности

способствует простота конструкции, которая, кроме того, определяет технологичность инструмента, его стоимость.

Для ручного инструмента важны такие эргономические показатели, как минимальное воздействие вибрации и шума на организм исполнителей, приемлемая масса, удобство и простота управления и обслуживания, эстетичный внешний вид. При этом инструмент должен строго соответствовать требованиям техники безопасности.

Наконец, применение механизированного инструмента, облегчающего ручной труд рабочих, невозможно без удовлетворения требованиям экономичности.

Технические требования, предъявляемые к ручным пневмоимпульсным устройствам дорнования:

- улучшение условий труда исполнителей и окружающих;
- преимущество конструкции;
- удобство в эксплуатации и обслуживании;
- достаточная энерговооруженность при минимальных массе и габаритах, высокая надежность, стабильность и цикличность работы;
- эргономичность;
- технологичность конструкции;
- экономичность и др.

6. Направления совершенствования пневмоимпульсных устройств дорнования

Наиболее близким по технической сущности к изобретению является импульсный пневматический молоток (рис. 1), содержащий:

- корпус с рукояткой;
- ствол, установленный в корпусе с образованием кольцевого ресивера, на одном конце ствола установлен держатель с обрабатываемым инструментом;
- размещенный в стволе подвижный боек, установленный с возможностью взаимодействия с держателем и с образованием предбойковой и надбойковой полостей, при этом ствол на конце с держателем выполнен с передними окнами, соединяющими предбойковую полость с атмосферой, а на противоположном конце – с задними окнами, соединяющими надбойковую полость с ресивером;
- смонтированный в рукоятке механизм воздушного распределения, включающий:
 - а) подпружиненный золотник с кольцевой проточкой, связанный с курковым механизмом переключения;
 - б) систему воздухораспределительных каналов и источник сжатого воздуха;

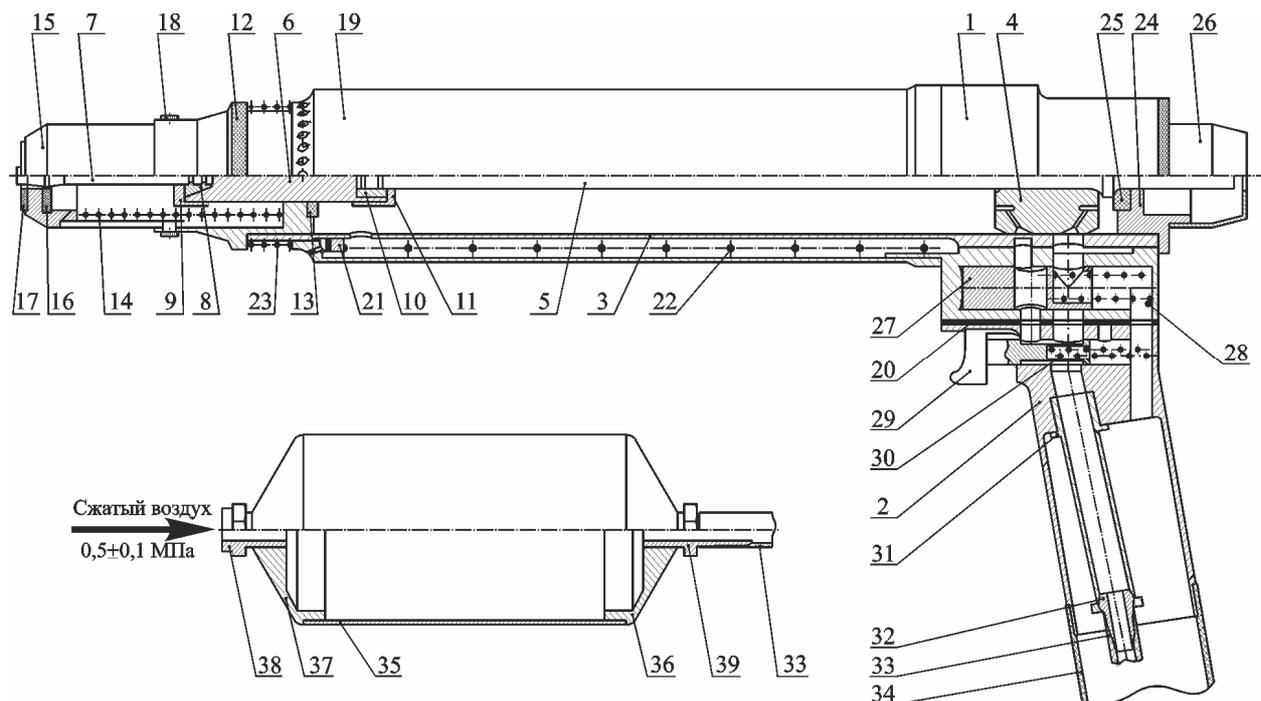


Рис. 1. Принципиальная схема пневмоимпульсного устройства для дорнования отверстий:

1 – корпус; 2 – рукоятка; 3 – ствол; 4 – боек; 5 – шток; 6 – держатель; 7 – дорн; 8 – цапга коническая; 9 – гайка передняя; 10 – цапга; 11 – гайка задняя; 12 – букса передняя; 13, 16, 17 – демпферы; 14 – пружина; 15 – втулка носовая; 18 – винт; 19 – кожух; 20 – прокладка резиновая; 21 – клапан; 22, 23 – пружины; 24 – букса задняя; 25 – демпфер; 26 – кожух; 27 – золотник распределительный; 28, 30 – пружины; 29 – курок; 31 – трубка; 32 – штуцер шаровой; 33 – шланг подводной; 34 – рукав выхлопной; 35 – корпус ресивера; 36, 37 – фланцы; 38 – штуцер входной; 39 – штуцер выходной

– инструментадержатель выполнен с хвостовиком в виде стержня с фланцем на конце;

– боек со стороны держателя выполнен с дроссельным каналом для соединения при его крайнем переднем положении предбойковой полости с передними окнами ствола, а также с центральным отверстием и установлен на хвостовике держателя с возможностью взаимодействия с его фланцем;

– ствол установлен в корпусе с возможностью возвратно-поступательного перемещения и сообщения предбойковой полости ствола через передние окна с ресивером, а надбойковой полости через задние окна – с атмосферой, и подпружинен относительно корпуса, при этом ресивер постоянно связан с источником сжатого воздуха;

– золотник установлен с возможностью поочередного сообщения надбойковой полости с атмосферой и источником сжатого воздуха.

Недостатком известного импульсного пневматического молотка является необходимость точной взаимной увязки ходов бойка и дорна с держателем и хвостовиком в виде стержня с фланцем на конце. Кроме того, стержень при прямом ходе за счет импульсного нагружения держателя из-за консоли большой протяженности будет подвержен вибрации

и ускоренному усталостному разрушению в месте соединения с держателем.

В связи с этим можно сформулировать следующие направления совершенствования пневмоимпульсных устройств используемых для дорнования отверстий:

– повышение надежности инструмента за счет отказа в конструкции от стержня для осуществления обратного (выглаживающего) хода рабочего инструмента;

– повышение стабильности энергии единичного удара;

– обеспечение оперативного и удобного регулирования энергии удара;

– расширение технологических возможностей инструмента за счет снижения габаритно-массовых характеристик, новых компоновочных решений;

– повышение к.п.д.;

– улучшение гигиенических и эргономических показателей.

7. Разработка схемы пневмоимпульсного устройства дорнования

Указанная техническая задача достигается тем, что в пневматическом устройстве для дорнования,

содержащем:

– подпружиненный относительно корпуса с возможностью осевого перемещения ствол:

а) с передней и задней крышками;

б) с передними и задними окнами;

– образованный стволом и корпусом кольцевой ресивер, постоянно сообщающийся с напорной магистралью;

– перемещающийся в стволе боек, содержащий дроссельный канал и разделяющий ствол на пред- и забойковую полости, сообщающиеся посредством передних и задних окон ствола с пред- и забойковой полостями соответственно;

– переднюю и заднюю выхлопные камеры, соединенные между собой и с атмосферой;

– установленный в передней крышке держатель;

– смонтированный в рукоятке курковый воздухораспределитель.

Пневмоимпульсное устройство дорнования отверстий повышенной мощности ПИУД-100 отличается следующим:

– соосно стволу на его внешней поверхности установлена ступенчатая воздухораспределительная

втулка с возможностью ее осевого перемещения относительно ствола и перекрытия его передних и задних окон;

– воздухораспределительная втулка входит в переднюю выхлопную камеру, а своим выступлением со стороны задних окон ствола – в кольцевую камеру и имеет окна для поочередного соединения ресивера с предбойковой и забойковой полостями и, соответственно, их соединения с задней и передней выхлопными камерами;

– курковый воздухораспределитель выполнен в виде двух взаимосвязанных курков, которые установлены на двух подпружиненных клапанах:

а) один клапан установлен с возможностью поочередного соединения кольцевой камеры с напорной магистралью и с атмосферой;

б) второй клапан установлен с возможностью поочередного соединения забойковой полости и гнезда за бойком через вмонтированный в задней крышке регулируемый дроссель по очереди с атмосферой и напорной магистралью;

– держатель выполнен с буртом, и установлен с возможностью взаимодействия непосредственно с бойком при прямом ходе;

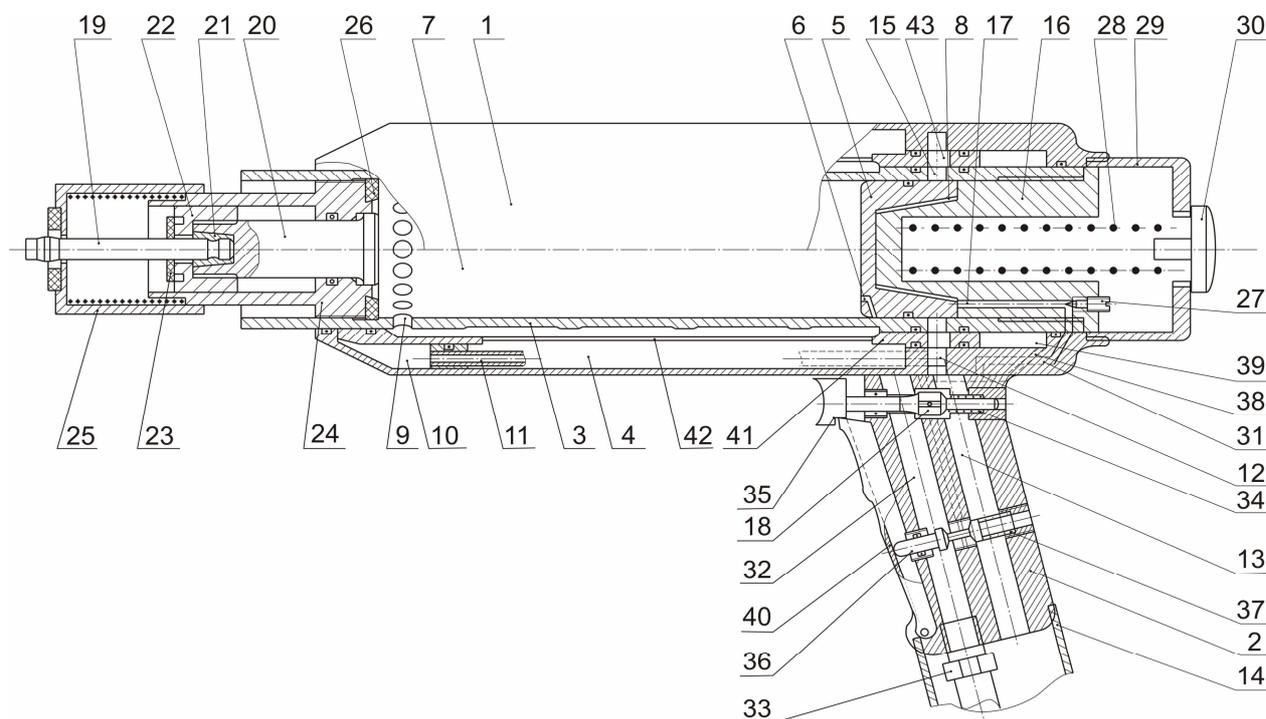


Рис. 2. Принципиальная схема пневмоимпульсного устройство дорнования ПИУД-100:

1 – корпус; 2 – рукоятка; 3 – ствол; 4 – ресивер; 5 – боек; 6 – дроссельное отверстие; 7 – предбойковая полость; 8 – забойковая полость; 9 – передние окна; 10 – передняя выхлопная камера; 11 – трубка; 12 – задняя выхлопная камера; 13 – воздуховод; 14 – рукав; 15 – задние окна; 16 – задняя крышка; 17 – дроссельный канал; 18 – курковый клапан; 19 – рабочий инструмент (дорн); 20 – держатель; 21 – сухари; 22 – упорная гайка; 23 – демпфер; 24 – передняя крышка; 25 – упорная втулка; 26 – демпфер; 27 – дроссель; 28 – пружина; 29 – крышка; 30 – регулировочный винт; 31 – канал; 32 – канал; 33 – штуцер; 34 – пружина; 35 – курок; 36 – клапан; 37 – пружина; 38 – канал; 39 – кольцевая камера; 40 – курок; 41 – воздухораспределительная втулка; 42 – окна; 43 – задние окна

– бурт установлен с возможностью взаимодействия с передней крышкой ствола при ее обратном ходе.

На рис. 2 представлена принципиальная схема пневмоимпульсного устройства для дорнования в исходном положении элементов перед выполнением прямого хода.

Пневмоимпульсное устройство дорнования состоит из корпуса 1 с рукояткой 2, ствола 3, установленного в корпусе с возможностью осевого перемещения и образующего с ним кольцевой ресивер 4. В стволе 3 перемещается боек 5, имеющий дроссельное отверстие 6 и разделяющий объем ствола на пред- и забойковую полости 7 и 8. Предбойковая полость содержит передние окна 9.

Передняя выхлопная камера 10 трубкой 11 соединена с задней выхлопной камерой 12, а через воздухопровод 13 и рукав 14 – с атмосферой. Забойковая полость содержит задние окна 15. В задней крышке 16 и рукоятке 2 выполнен дроссельный канал 17, связывающий забойковую полость 8 и гнездо для бойка с курковым клапаном 18.

Рабочий инструмент (дорн) 19, в целях его быстрой замены, удерживается в держателе 20 сухарями 21 и упорной гайкой 22 с демпфером 23. На передней части ствола 3 закреплена передняя крышка 24 с подпружиненной упорной втулкой 25. В передней крышке 24 установлен демпфер 26. Задняя крышка 16 с каналом 17 и регулируемым дросселем 27 является задним упором ствола 3 и обеспечивает

его подпружинивание относительно корпуса 1 посредством пружины 28 и крышки 29 с регулировочным винтом 30.

Рукоятка 2 устройства содержит курковый воздухораспределитель в виде двух подпружиненных клапанов. Клапан 18 куркового распределителя в исходном положении сообщает забойковую полость ствола 8 и гнездо для бойка по дроссельному каналу 17, каналам 31, 13 и рукаву 14 с атмосферой. В рабочем положении клапан 18 открывает подачу сжатого воздуха из канала 32, подводимого из напорной магистрали посредством штуцера 33, через каналы 31 и 17 в забойковую полость 8. Клапан 18 подпружинен в осевом направлении пружиной 34 и управляется курком 35.

Клапан 36 куркового распределителя подпружинен пружиной 37 и в исходном положении соединяет напорную магистраль по каналу 38 с кольцевой камерой 39, а в рабочем положении – её же с атмосферой. Клапан 36 управляется большим курком 40. Управление курком 35 взаимосвязано с управлением курком 40.

Ступенчатая воздухораспределительная втулка 41, содержащая окна 42 и задние окна 43, расположена в ресивере 4, на внешней поверхности ствола 3, и вместе с рукояткой 2 образует кольцевую камеру 39.

На данное новое пневмоимпульсное устройство дорнования отверстий мод. ПИУД-100 (рис. 3) получен патент [11].

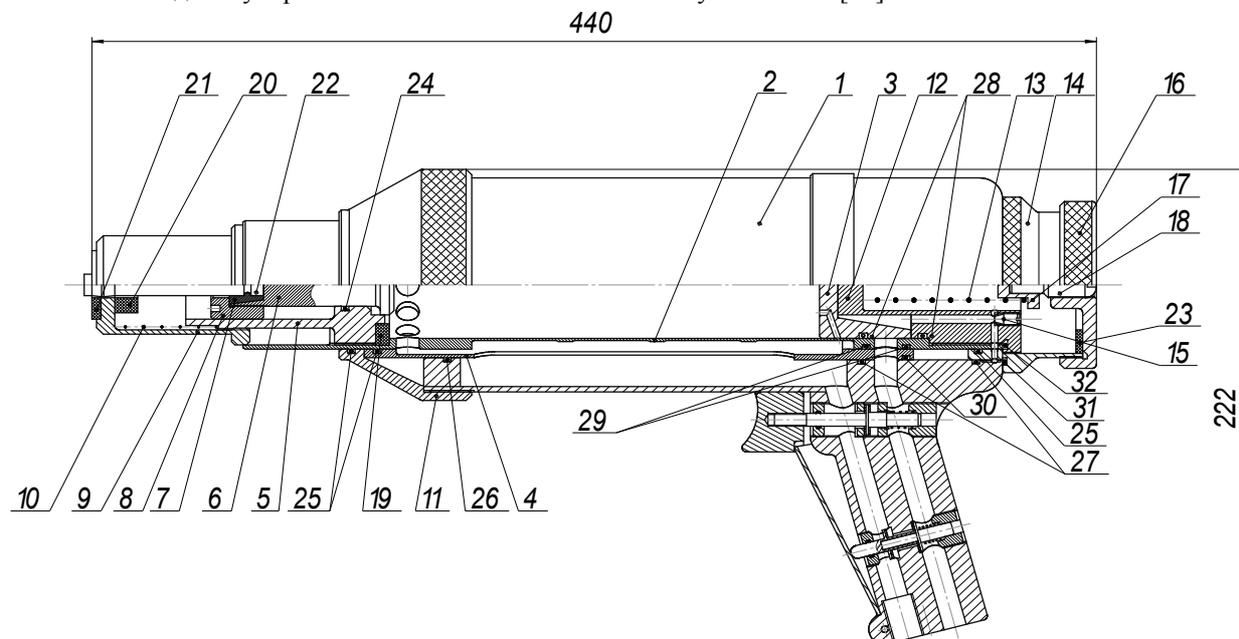


Рис. 3. Конструкция пневмоимпульсного устройства дорнования ПИУД-100:

1 – корпус; 2 – ствол; 3 – боек; 4 – втулка распределительная; 5 – гайка передняя; 6 – держатель; 7 – сухарь; 8 – гайка держателя; 9 – втулка опорная; 10 – пружина; 11 – крышка передняя; 12 – гайка задняя; 13 – пружина; 14 – крышка задняя; 15 – игла дроссельная; 16 – колпак; 17 – седло направляющее; 18 – винт регулировочный; 19 – буфер бойка; 20 – демпфер держателя; 21 – шайба защитная; 22 – инструмент (дорн); 23 – кольцо демпферное; 24–32 – стандартные изделия

На основании схемы, приведенной на рис. 3, создана конструкция пневмоимпульсного устройства дорнования мод. ПИУД-100.

Заключение

1. Сравнительный анализ машин для постановки болтов, магнитно-импульсного и пневмоимпульсного устройств дорнования отверстий позволяет сделать вывод о том, что перспективным направлением в реализации процесса упрочняющего дорнования отверстий в ответственных соединениях планера самолета является применение импульсных устройств, использующих в качестве энергоносителя сжатый воздух давлением $0,5 \pm 0,1$ МПа.

2. Разработаны оригинальные схемы и конструкция ручного пневмоимпульсного устройства дорнования отверстий, обеспечивающие рациональные параметры технологического процесса скоростного дорнования и удовлетворяющие требованиям производства:

– обеспечен отвод выхлопа сжатого воздуха из рабочей зоны и зоны дыхания, исключен обдув рук рабочих; тем самым улучшены условия труда;

– снижены до минимума последствия воздействия отдачи за счет обеспечения самоотката ствола относительно корпуса с рукояткой;

– снижены до минимума усилия нажатия на курок пускового механизма;

– обеспечена теплоизоляция рукоятки и носовой части устройства с помощью технической кожи;

– предусмотрено использование стандартной присоединительной арматуры;

– обеспечены быстросъемность и надежность крепления дорна;

– улучшены условия подхода к местам упрочнения за счет эксцентриситета расположения ствола относительно корпуса ресивера.

Литература

1. Упрочнение отверстий болтовых соединений в конструкциях из алюминиевых сплавов. Производственная инструкция ПИ-6843. – Издание 4. М., 1987. – 16 с.

2. Исследование, разработка и внедрение технологического процесса и оснащения для дорнования отверстий и запрессовки болтов: отчет по теме 016.03.01.01.03 (заключительный). – Куйбышев, КуАИ, 1980. – 46 с.

3. А.с. №730481 СССР, МКИ В 23 В 25/06. Устройство для обработки отверстий: / Ю.Д. Лысенко, В.В. Щербатых и др. (СССР). – Заявлено 30.04.80 – 5 с.

4. Щербатых В.В. Применение магнитно-импульсного привода для упрочняющего дорнования отверстий с односторонним доступом / В.В. Щербатых, Ю.Д. Лысенко // *Авиационная промышленность*. – 1983. – № 7. – С. 5-9.

5. Воробьев Ю.А. Разработка схем и конструкций пневмоимпульсных клепальных молотков / Ю.А. Воробьев // *Удосконалення процесів та обладнання обробки тиском в металургії і машинобудуванні: Темат. зб. наук. пр. – Краматорськ – Слов'янськ: Донбаська державна машинобудівна академія, 2003. – С. 363-367.*

6. Воробьев Ю.А. Разработка схем и конструкций пневмоимпульсных клепальных молотков / Ю.А. Воробьев // *Удосконалення процесів та обладнання обробки тиском в металургії і машинобудуванні: Темат. зб. наук. пр. – Краматорськ – Слов'янськ: Донбаська державна машинобудівна академія, 2003. – С. 363-367.*

7. Воробьев Ю.А. Расчет энергосиловых параметров пневмоимпульсных клепальных молотков / Ю.А. Воробьев., С.Г. Кушнаренко // *Удосконалення процесів та обладнання обробки тиском в металургії і машинобудуванні: Темат. зб. наук. пр. – Краматорськ: Донбаська державна машинобудівна академія, 2000. – С. 453-458.*

8. Воробьев Ю.А. Особенности технологического процесса и инструмента импульсного дорнования отверстий / Ю.А. Воробьев, В.Г. Чистяк, В.В. Воронько // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 5 (13). – С. 37-41.

9. Воробьев Ю.А. Выбор рациональных параметров технологического процесса и инструмента импульсной клепки авиационных конструкций из углепластиков / Ю.А. Воробьев, С.Г. Кушнаренко, В.Н. Степаненко // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. – Х.: *Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ»*, 2004. – Вып. 24 – С. 131-135.

10. Кривцов В.С. Перспективные устройства для реализации процесса дорнования отверстий / В.С. Кривцов, Ю.А. Воробьев, В.В. Воронько // *Кузнечно-штамповочное производство – Обработка материалов давлением: Научно-технический и производственный журнал*. – М: МГТУ «Станкин», 2004. – Вып. 12. – С. 18-30.

11. Патент на винахід №81550. Україна. МПК (2006) В21 J 15/00 В25 D 9/00. Пнемоімпульсний пристрій дорнування отворів / Кривцов В.С., Воробієв Ю.А., Чистяк В.Г., Воронько В.В.; Заявник і патентовласник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.С. Жуковського «ХАІ». – Заявл. 03.05.06; Опубл. 10.01.08, Бюл. №1. – 8 с.

Поступила в редакцию 04.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ф.В. Новиков, Харьковский национальный экономический университет, Харьков.

РОЗРОБКА ПНЕВМОІМПУЛЬСНОГО ПРИСТРОЮ ДЛЯ ШВИДКІСНОГО ДОРНУВАННЯ ОТВОРІВ В АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ

В.В. Воронько

У статті проаналізовані основні типи пристроїв, вживані для дорнування отворів на авіаційних підприємствах; показані переваги пристроїв імпульсного способу дорнування; описаний принцип дії, дані технічні характеристики магнітно-імпульсних і пневмоімпульсних пристроїв дорнування отворів; вказані основні напрями вдосконалення пневмоімпульсних пристроїв; представлені нові схема та конструкція пневмоімпульсного пристрою дорнування отворів авіаційних конструкцій, які забезпечують раціональні параметри технологічного процесу швидкісного дорнування.

Ключові слова: дорнування, дорн, болтове з'єднання, протяжний пристрій, магнітно-імпульсний пристрій, пневмоімпульсний пристрій.

DESIGNING OF THE PNEUMOIMPULSE DEVICE FOR HIGH-SPEED APERTURE BURNISHING IN AIRCRAFT CONSTRUCTIONS

V.V. Voronko

The basic types of devices, applied for the burnishing openings on aviation enterprises, are analysed in the article; advantages of devices of impulsive method of burnishing are shown; principle of action is described, technical descriptions of magnetic-impulsive are given and pneumoimpulse devices of the burnishing openings; basic directions of perfection of pneumoimpulse devices are indicated; are represented new chart and construction of pneumoimpulse device of the burnishing openings of aviation constructions, providing rational parameters of technological process of the speed burnishing.

Key words: burnishing, dorn, screw-bolt connection, prolonged device, magnetic-impulsive device, pneumoimpulse device.

Воронько Віталій Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедри технології виробництва летальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: vitaliy.voronko@gmail.com.

УДК 629.735.33

В.А. СЕРЕДА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА СИСТЕМ ВВОДА В ПОЛЕТ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Предложен обобщенный подход к формированию облика систем ввода в полет (СВП) беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на основании теории размерности и подобия. Сформирован безразмерный критерий, позволяющий выявить преобладающий характер потенциальной или кинетической функции СВП на основании ограниченного набора интегральных характеристик, в частности – тактико-технических. Результаты исследования представлены в трехмерном координатном пространстве критериальных оценок в виде пузырьковой диаграммы. Приведены примеры выбора облика СВП на основании полученных данных.

Ключевые слова: системы ввода в полет, катапультный старт, пиротехнический старт, воздушный старт, беспилотный летательный аппарат, транспортная система, метод размерности и подобия, энергетическое совершенство.

Введение

Анализ ситуации, сложившейся в области систем ввода в полет (СВП) беспилотных летательных аппаратов (БЛА) [1], приводит к выводу о спонтанном характере процесса выработки ключевых проектных решений, не связанном с какими-либо системными представлениями о целенаправленном использовании располагаемого научно-технического задела в данной сфере деятельности. Универсальная возможность преодоления подобного состояния в области проектирования различных объектов аэрокосмической техники (АКТ) на основе теории размерности и подобия предложена в цикле статей [1 – 7]. Предметом настоящей статьи является обобщение метода критериальных оценок совершенства СВП [1 – 7] на основе критерия высотно-скоростных возможностей, обеспечивающее решение проектных задач, связанных с формированием облика транспортной системы (ТС) в составе СВП + БЛА.

1. Критерий высотно-скоростных возможностей СВП

Видовая специфика СВП БЛА находит свое выражение в соотношении потенциальной и кинетической энергий, придаваемых аппарату в процессе выведения на траекторию.

Например, при аэростатном запуске БЛА потенциальная энергия фазы ввода в полет преобладает над кинетической. Набор скорости в данном случае осуществляется за счет пикирования. С другой стороны, при катапультном старте преобладает кинетическая энергия, а набор высоты незначителен и определяется наклоном направляющей. Более сба-

лансированными по энергетике представляются двухступенчатые ТС (пиротехнического и воздушно-го) старта: для них характерна как высокая скорость, так и значительная высота вывода на траекторию.

Следовательно, видовая специфика СВП БЛА может быть выведена из отношения критериев, характеризующих единственную полезную функцию – высоты или скорости:

$$K_{BC} = \frac{K_V}{K_H} = \frac{\frac{m_{БЛА} V^2}{2E_3}}{\frac{m_{БЛА} gH}{E_3}} = \frac{V^2}{2gH}, \quad (1)$$

где K_V , K_H – критерии скоростного и высотного совершенства [1 – 3]. Прочие компоненты пространства оценок: n – предельно допустимая стартовая перегрузка, Re и M_{max} – максимальные числа Рейнольдса БЛА и Маха, характеризующие вязкое и волновое сопротивление среды, – также являются доминирующими показателями облика ТС.

Полученное таким образом пространство оценок, основывающееся на доступной статистике (см. табл.) представлено на рис. 1 трехмерной диаграммой, где стратификация СВП по признаку преобладания скоростных либо высотных свойств отображена путем нормирования величины пузырька значением K_{BC} .

2. Критериальный метод формирования облика СВП БЛА

В зависимости от проектных требований критерий (1) позволяет целенаправленно сформировать облик СВП с высотно-скоростными характеристика-

Характеристики СВП и их значения критерия высотно-скоростных характеристик [8 – 12]

Старт	Аппарат	l, м	m, кг	V max, м/с	Примечание	Kt/Kv	
Катапультный	Альбатрос	1,3	22	50	Длина направляющей L, м	7	0,045
	Грант	2,33	20	34		5,5	0,023
	Luna X-2000	2,24	30	36		4,3	0,060
	Ремез	0,78	10	40		10	0,036
	Skylite B	1,15	12	28		2,6	0,079
	Sparrow	2,14	45	52		6	0,124
	I-View	2,7	65	20		6,5	0,159
	CL-28	2,42	18	41		7,5	0,088
Пиротехнический	Regulus II	17,25	10400	666	Угол старта α , °	14	0,085
	Matador	12,1	5400	288		25	0,172
	Firebee	6,99	935	259		36	0,293
	Peregrine	5,95	907	301		42	0,339
	Sreaker	5,51	664	256		22	0,223
	Regulus	10,1	4670	267		32	0,349
	Рейс-Д	8,29	1400	261		24	0,274
	CL-289	3,61	220	200		26	0,322
Воздушный	Firefly	10,4	2375	266	Самолет-носитель	DC-130	6,244
	Ла-17БП	8,98	3100	249		Ту-4	22,85
	Firebrand	10,4	2800	666		DC-130	6,244
	Slat	5,47	1090	832		A-6	5,690
	Firebolt	5,18	558	1431		F-4	4,964
	Firebee II	8,89	1110	592		EC-121	9,415
	Teal	3,6	160	316		F3H-2M	3,050
	Gordon V	4,42	440	220		B-52	6,376

ми, адекватными заданному классу БЛА, т.е. обеспечивающей надежный и безопасный ввод в полет. Последнее условие требует дополнительных уточнений. Под надежным вводом следует понимать обеспечение минимально допустимой скорости пуска, превышающей скорость сваливания, а также исключающей недопустимую просадку БЛА. Понятие безопасного запуска определяется ограничением по перегрузке. Далее приведены некоторые примеры решения задач формирования облика СВП.

Пример № 1: разведывательный мини-БЛА массой 20 кг с максимальной скоростью полета 30 м/с и винтомоторной двигательной установкой.

Имеющиеся статистические данные (Scan Eagle, Silver Fox) позволяют оценить минимальную скорость ввода в полет значением 15 м/с, а стартовую перегрузку – не более 4...5 g. Пузырьковая диаграмма (рис. 1) ограничивает величину критерия (1) пределом 0,2...0,5. Назначение БЛА для ближней разведки влечет за собой требование скрытного запуска. Оптимальным решением в данном случае следует считать механическое катапультное устройство на основе упругих элементов (Sparrow, Skylite A, B).

Пример №2: ударный БЛА массой 300 кг со скоростью полета 250 м/с, оснащенный ТРД.

Типовая скорость ввода в полет аналогичных БЛА соответствует приблизительно 100 м/с. Назначение аппарат требует в условиях противодействия современных средств ПВО энергичного маневрирования, что, в случае отказа от использования дорогостоящего твердотельного БРЭО, позволяет оценить предельно допустимую стартовую перегрузку значением 10 g. Величина критерия (1) попадает в зону ответственности пиротехнических СВП и составляет 0,1...0,3, что может быть получено при длительном воздействии на аппарат толкающего усилия. Замыкающими проектными условиями, позволяющими однозначно решить задачу надлежащего выбора облика СВП, могут служить требования к способу базирования (наземного, воздушного, морского), условиям тактического применения (скрытность старта, возможность пуска из укрытия), наличию лицензии на использование тех или иных материалов или параметров работы устройства.

3. Структурный анализ результатов критериальной оценки СВП

Наиболее широкими возможностями обладают двухступенчатые БЛА воздушного старта, их показатели на порядок превосходят другие СВП.

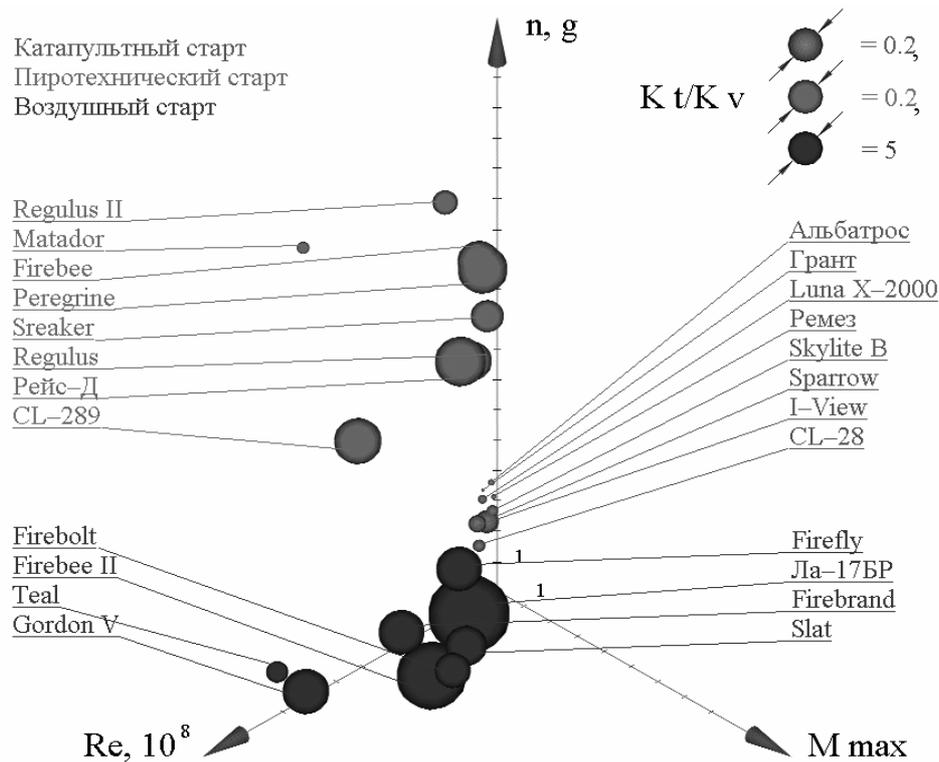


Рис. 1. Пузырьковая диаграмма, характеризующая преобладание потенциальной или кинетической функции

Пиротехнические СВП являются наиболее универсальными в связи с тем, что занимают широкий диапазон как по величинам критерия K_{BC} (1), так и по значениям максимальной скорости полета, чисел Рейнольдса и стартовой перегрузки. В пределах данной группы пусковые устройства отличаются узостью диапазона охватывающих характеристик.

Существуют пусковые устройства и стартовые ускорители с близкими высотно-скоростными возможностями (Matador, Luna X-2000). Следовательно, при условии их сходной энергетики выбор типа СВП определяется специальными функциональными требованиями к процессу запуска.

В порядке преобладания высотных возможностей над скоростными, СВП следуют воздушный, пиротехнический, катапультный виды старта.

На диаграмме отчетливо прослеживаются зоны ответственности того или иного типа СВП. Кроме того, в пространстве имеются пробелы, не заполненные ни одним из типов СВП. Следовательно, возможно существование образцов СВП с гибридными и рекордными характеристиками.

Заключение

Соотношение между кинетической и потенциальной энергиями ввода в полет БЛА посредством СВП (1), наподобие пропорционального критерия транспортно-скоростного совершенства аэродинамических ТС [7], порождает пространство критери-

ального позиционирования соответствующих объектов техники, что обеспечивает возможность построения трехмерных геометрических образов вида предложенной пузырьковой диаграммы.

Критерий (1) строится на основе минимальных однородных факторных матриц оцениваемых объектов, что позволяет свести сравнительный анализ совершенства многочисленных образцов СВП к формальному использованию правила норм.

Впервые предложены принципы системного формирования облика СВП малозатратным методом на основе известных технических решений.

Задача создания ТС сбалансированного поэлементного совершенства требует для своего решения привлечения новых методов проектирования. Метод критериальной оценки облика СВП в совокупности с опережающими численными исследованиями позволяет радикально сократить ресурсоемкость разработки нового образца ТС за счет сокращения объема натурной доводки.

Литература

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

тельных аппаратов воздушного старта / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Серeda, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 6 (42). – С. 33-37.

3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства двухступенчатых беспилотных летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Серeda, С.А. Яшин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3 (50). – С. 51-55.

4. 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.

5. 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.

6. 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.

7. Карташев А.С. Критериальный метод выбора тактико-технических характеристик и формирование облика малоразмерного летательного аппарата / А.С. Карташев // *Автомобильный транспорт*. Сб. науч. трудов. – 2007. – Вып. 21. – С. 82-86.

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

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

10. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. *Designation-Systems.Net*. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.designation-systems.net/dusrm/index.html>.

11. Сведения о БЛА [электронный ресурс]. *China Defence and Security Database* – Режим доступа: <http://www.sinodefence.com/airforce/uav.html>

12. Сведения о БЛА [Электронный ресурс]. *Reliable Military News and Military Information*. – Режим доступа к ресурсу: www.globalsecurity.org/intell/systems/uav.htm.

Поступила в редакцию 12.02.2009

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 СИСТЕМ ВВОДУ В ПОЛІТ БЕСПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

В.О. Серeda

Запропоновано узагальнений підхід до формування обліку систем вводу в політ (СВП) беспілотних літальних апаратів (БЛА) на підставі теорії розмірностей і подібності. Сформульовано безрозмірний критерій, який дозволяє виявити превалюючий характер потенційної або кінетичної функції СВП на підставі обмеженого набору інтегральних характеристик, зокрема – тактико-технічних. Результати дослідження подані у тривимірному координатному просторі критеріальних оцінок у вигляді пузиркової діаграми. Наведені приклади вибору обліку СВП на підставі отриманих даних.

Ключові слова: системи вводу в політ, катапультний старт, піротехнічний старт, повітряний старт, беспілотний літальний апарат, транспортна система, методи розмірностей і подібності, енергетична досконалість.

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

V.A. Sereda

Generalization of the approach to formation of shape of systems of introduction in flight (SIF) of unmanned aerial vehicle (UAV) is offered on the basis of the theory of dimension and similarity. The dimensionless criterion is generated, allowing to reveal prevailing character of potential or kinetic function SIF on the basis of the limited set of integrated characteristics, in particular – performance characteristics. Results of research are submitted in three-dimensional coordinate space criterial estimations as bubble diagrams. Examples of a choice of shape SIF are resulted on the basis of the received data.

Key words: systems of introduction in flight, catapult start, pyrotechnic start, air start, unmanned aerial vehicle, transport system, method of dimension and similarity, energy perfection.

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

УДК 533.6.07

**Н.А. КОНОВАЛОВ¹, О.В. ПИЛИПЕНКО¹, Г.А. СТРЕЛЬНИКОВ¹,
Г.А. ПОЛЯКОВ², А.Д. СКОРИК¹, А.Д. ЧАПЛИЦ¹, А.И. АСТАПОВ¹**¹ *Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск, Украина*² *Конструкторское бюро «Южное» НКА Украины, Днепропетровск, Украина*

РАЗРАБОТКА СРЕДСТВ И МЕТОДОВ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ПРИБОРАХ СНИЖЕНИЯ ЗВУКА ВЫСТРЕЛА СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ

Создана установка и предложена методика экспериментального исследования течения газа в приборах снижения уровня звука выстрела стрелкового оружия (ПСУЗВ). Работоспособность установки подтверждена тестовыми повышенными нагрузками, обоснована ее эксплуатационная технологичность. Видеосъемка возмущений в канале плоской модели ПСУЗВ зафиксировала особенности течения, в частности, его пульсирующий характер. Результаты выполненных исследований можно использовать при проектировании и отработке шумоглушающих устройств с внутренним расширением газа в машиностроении, энергетической, оборонной промышленности и др.

Ключевые слова: прибор снижения уровня звука выстрела, аэродинамический эксперимент, ударная волна, визуализация, сверхзвуковое течение, теневая установка, видеосъемка.

Введение

При создании сложных и высокотехнологичных изделий военного и гражданского назначения, обтекаемых газами в различных условиях, все чаще обращаются к смежным областям знаний: газодинамике сопел и турбин, аэродинамике самолета, детально отработанным авиационно-космическим экспериментальным технологиям и др., что в свою очередь приводит к обновлению и расширению знаний по данным дисциплинам. Причина такого подхода заключается в том, что многие процессы обтекания имеют отрывной характер и труднодоступны для теоретического исследования. Для понимания особенностей газодинамических явлений используются методы визуализации, являющиеся одной из технологических операций аэродинамического эксперимента.

При проектировании и отработке современных приборов снижения уровня звука выстрела стрелкового оружия (ПСУЗВ) необходимо иметь информацию о течении газов в его внутренних каналах [1 – 3].

Принцип действия ПСУЗВ основан на процессах преобразования и потери энергии пороховых газов, уменьшающих уровень звука выстрела. При прохождении пули по стволу оружия со сверхзвуковой скоростью впереди нее образуется ударная волна, а за пулей движется высокотемпературный газ (продукты сгорания порохового заряда).

При развитии течения в ПСУЗВ происходит расширение центрального потока газа в периферий-

ных камерах, образование развитых вихревых потоков, дросселирование потоков на перепускных отверстиях в диафрагмах, разделяющих камеры, взаимодействие встречных потоков, волн сжатия и расширения и др.

Динамика потока и его структура определяются газодинамическими параметрами пороховых газов на дульном срезе ствола, геометрией полости глушителя, конструктивными и кинематическими характеристиками пули и др.

Течение в полости ПСУЗВ имеет неустановившийся, нестационарный характер, в потоке возникают ударные волны, давление на фронте которых может превышать дульное давление, и волны разрежения, давление в которых может быть ниже атмосферного.

Ударные волны, многократно взаимодействуя с внутренними стенками камер, потоком и между собой, вызывают пульсации давления в полости глушителя.

В работе [1] приводятся результаты численного исследования нестационарного течения в многокамерном ПСУЗВ, показывающие, что в камерах образуются торообразные вихри с массовой скоростью, существенно меньшей массовой скорости на оси потока, которые, воздействуя на центральную часть потока, сжимают его. При этом в каждой последующей камере процесс образования вихрей повторяется, но с меньшей интенсивностью, что приводит к меньшему сжатию центрального потока вниз по течению.

Постановка задачи исследования

Сложный характер течения в полости глушителя требует разработки корректных методов его расчета, что возможно при наличии надежных экспериментальных данных о характеристиках течения в полости.

В связи с вызывающим резонансные акустические колебания [4] импульсным воздействием на ограничительные поверхности ударных волн представляется важным вопрос о генерации пиковых шумовых излучений отдельными элементами ПСУЗВ (как в частотном, так и в энергетическом выражении).

Не менее значительным и малоисследованным является вопрос локального участия элементов ПСУЗВ в преобразовании потенциальной и кинетической энергии пороховых газов в тепловую.

Существует ряд экспериментальных способов наблюдения течения газа через оружие и ПСУЗВ. Большинство из них предполагает наблюдение процессов непосредственно за срезом исследуемых устройств [5 – 9].

Эксперименты по исследованию воздействия ударных волн (генерируемых ударными аэродинамическими установками) с шумоглушащими элементами ПСУЗВ в доступной литературе не описаны.

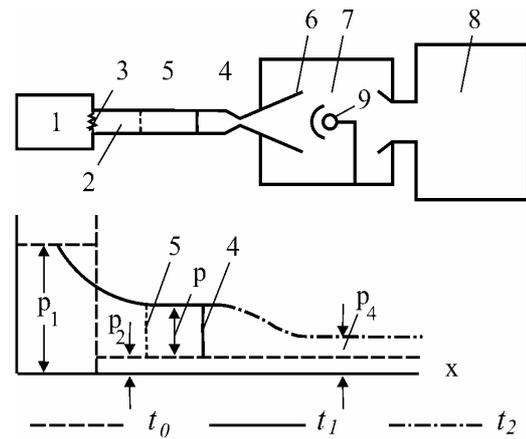
Экспериментальные исследования течения в полости глушителя проводятся в ИТМ НАН и НКА Украины [2, 3].

В [2, 3] приведено описание экспериментальной аэродинамической установки. Она оснащена теневым Шлирен-прибором и имеет стыковочный узел для установки моделей исследуемых устройств с внутренними каналами.

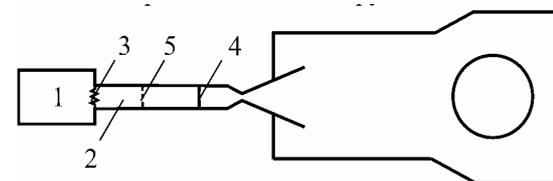
На рис. 1 сравниваются схемы классической [4, 10, 11] ударной трубы (а) и экспериментальной установки ИТМ для исследования шумоглушащих устройств (б).

Классическая ударная труба (рис. 1, а) представляет собой ступенчатую цилиндрическую трубу, состоящую из двух секций – высокого 1 и низкого 2 давления, разделённых мембраной 3. В секции 1 содержится «толкающий» газ, сжатый до давления p_1 . Секция низкого давления заполняется рабочим газом (воздухом) при низком давлении p_2 .

Это состояние, предшествующее запуску, соответствует времени t_0 . После разрыва мембраны 3 по рабочему газу начинает перемещаться ударная волна 4, которая сжимает его до давления p и повышает температуру. За ударной волной с меньшей скоростью движется контактная поверхность 5, разделяющая толкающий и рабочий газы (момент времени t_1).



а – классическая схема ударной аэродинамической трубы



б – схема экспериментальной установки ИТМ

Рис. 1. Схемы ударных установок

Давление и температура рабочего газа в объёме между ударной волной и контактной поверхностью постоянны. В дальнейшем ударная волна 4 пройдёт через сопло 6 и рабочую часть 7 в ёмкость 8, и в рабочей части установится сверхзвуковое течение с давлением p_4 (момент времени t_2). Исследование обтекания газом модели 9 начинается в тот момент, когда ударная волна 4 пройдёт сечение, в котором расположена модель, и заканчивается, когда в это сечение придёт контактная поверхность.

В ударной установке ИТМ (рис. 1, б) исследуемой моделью служит внутренняя поверхность канала, например ПСУЗВ. Течение развивается гораздо сложнее случая внешнего обтекания (необходимо учитывать трехмерное взаимодействие падающего скачка уплотнения с пограничным слоем).

Иллюстрацией к образованию ударной волны и взаимодействию ее с поверхностью может служить фотография из работы [12] (рис. 2).

Для ударных волн достаточно большой интенсивности структура должна последовательно учитывать стадии установления термодинамического равновесия поступательных, вращательных, для молекулярных газов и колебательных степеней свободы, в определенных условиях — диссоциацию и рекомбинацию молекул, химические реакции, процессы с участием электронов (ионизацию, электронное возбуждение) [11, 12]. В ударной трубе можно получить газ, нагретый до температур, реально существующих при выстреле.

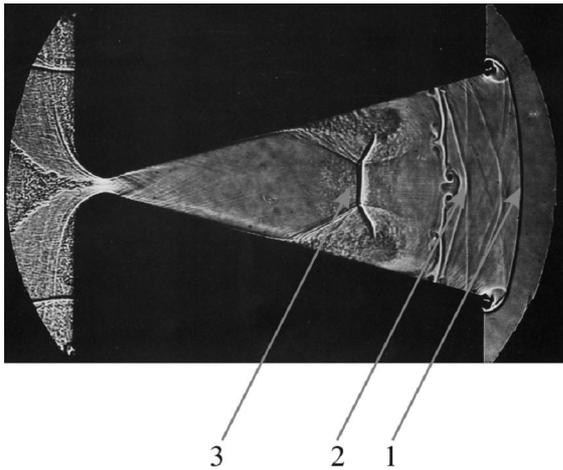


Рис. 2. Схема образования ударной волны в сопле:
1 – падающая ударная волна; 2 – контактные поверхности; 3 – вторичная ударная волна

Такие возможности широко используются при изучении многих химических реакций, различных физических процессов.

Быстротечность газодинамических процессов в установке, затрудняющая их наблюдение и выполнение измерений, приводит к необходимости использования малоинерционных датчиков, бесконтактных средств измерения с применением оптических приборов (теневого, интерференционного), использованием АЦП и обработки экспериментальных данных на ПЭВМ.

Результаты исследований

Первый этап настоящей работы был развитием исследований [2, 3].

Исследовалось течение газа в полости многокамерного глушителя расширительного типа (модель ПБС-ИТМ-5 [13]) с относительно большой первой камерой (рис. 3).

Особенности глушителя и его характеристики подробно описаны в работах [1, 2].

Конструкция экспериментальной плоской модели глушителя ПБС-ИТМ-5 подробно описана в работах [2, 3].

Все детали модели выполнены толщиной 25 мм в двух экземплярах и симметрично закреплены на боковых крышках.

Продольные и поперечные размеры боковых камер, входной и выходной части плоской модели соответствуют размерам сечения глушителя ПБС-ИТМ-5 (рис. 3) плоскостью YZ.

На фотографии (рис. 4) показаны базовые детали модели перед окончательной сборкой (визуализационные блоки и верхняя крышка сняты).

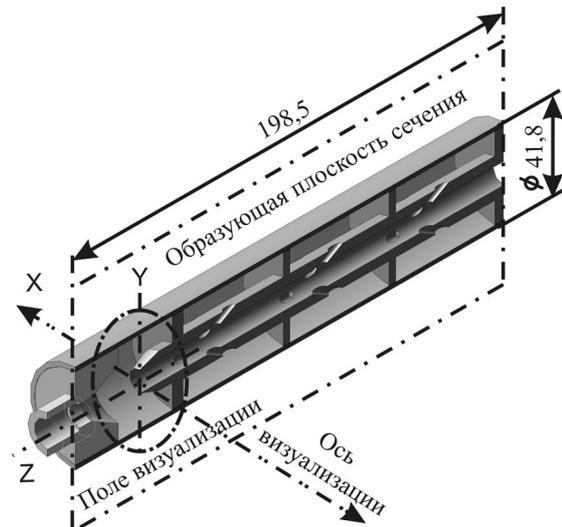


Рис. 3. Схема глушителя ПБС-ИТМ-5

Обозначения на рис. 4: 1 – ресивер; 2 – сменное сверхзвуковое сопло; 3 – исследуемая область (поле визуализации); 4 – профиль модели; 5 – уплотнения

Детали 2 являются сменными. Путем их замены можно регулировать скорость потока на входе в модель. В проведенных испытаниях сопло разгоняло поток примерно до $M = 2$ (расчетное давление около 0,8 МПа). Модель способна выдерживать внутреннее давление до 20 МПа.

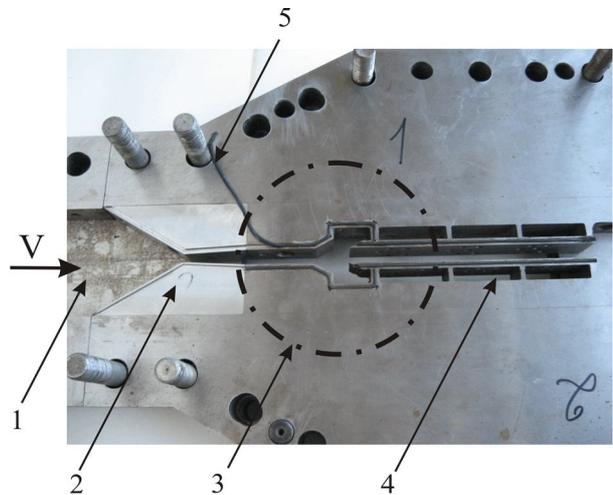


Рис. 4. Плоская модель глушителя ПБС-ИТМ-5

Подготовка модели к испытаниям велась с учетом особенностей визуализации газовых потоков в зависимости от их режимных параметров.

Для визуализации оптических неоднородностей в каналах ПСУЗВ использовалась теневая установка с рабочим полем визуализации $D = 70$ мм, подробно описанная в [14], оборудованная цифровой видеокамерой DCR – SR 100 E с разрешающей способностью 3 мегапикселей [15].

В качестве источника постоянного освещения использовалась лампа накаливания КГМ мощностью 200 Вт.

Теневой Шлирен-прибор был отрегулирован по следующим параметрам: ширина щели – 0,2 мм, установка ножа от оптической оси прибора – 0,05 мм, расположение щели и ножа – вертикальное.

Учитывая нестационарный, циклический характер течения в ПСУЗВ и его малоизученность,

особый интерес уделялся непрерывной видеосъемке течения во внутреннем канале от подачи давления в канал до его полной остановки.

Система подачи воздуха высокого давления и измерений подробно описана в [2, 3, 14]. При экспериментах использовался очищенный и осушенный воздух высокого давления с точкой росы, не превышающей $T_p = -55^\circ\text{C}$. Схема экспериментальной установки показана на рис. 5.

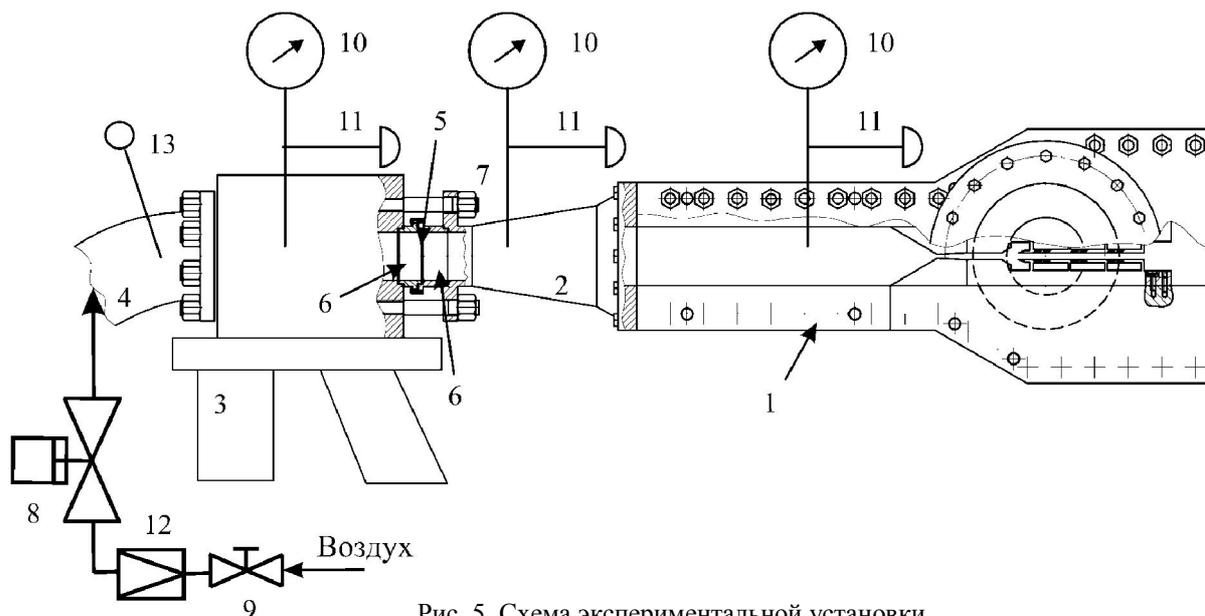


Рис. 5. Схема экспериментальной установки

Обозначения на рис. 5: 1 – модель ПСУЗВ; 2 – переходник; 3 – кронштейн; 4 – магистраль высокого давления; 5 – зажимной паз установки разрывной диафрагмы; 6 – узел разрывной диафрагмы; 7 – крепление мембранного узла; 8 – отсечной клапан; 9 – вентиль высокого давления; 10 – манометры; 11 – датчики давления; 12 – редуктор давления; 13 – термомпара.

Одновременно с созданием аэродинамической ударной трубы совершенствовалась техника эксперимента применительно к воздействию ударной волны на элементы конструкций внутренних каналов, в частности, на элементы каналов ПСУЗВ. Эта задача, связанная с проблемой увеличения эффективности различных шумоглушающих устройств в условиях газодинамических ударных нагрузок, является весьма актуальной.

Такие исследования можно вести на ударной трубе, оснащенной современной теневой и регистрирующей аппаратурой. Необходимо получать серии теневых снимков, дополненных измерением газодинамических параметров при фиксированной скорости ударной волны, позволяющие исследовать нестационарный процесс взаимодействия ударной волны с моделью. Расшифровка теневых картин и

результатов измерений может дать распределение плотности на поверхности тела.

Пересчитывая тем или иным способом распределение давления, можно прогнозировать суммарную силу воздействия потока на тело как функцию времени. Прогнозирование пиковых ударных нагрузок с конкретными элементами конструкций позволит прогнозировать и снижать пиковые шумовые излучения.

«Генератор» ударной волны представляет разрывной мембранный элемент, разрушающийся при критических значениях давления, элементы которого могут попадать в поток и повреждать модель. Для исключения подобных явлений были предложены конструкции разрывных диафрагм с ослабленным сечением 1 (рис. 6).

В зависимости от конкретных материала и технологий изготовления диафрагмы 2 имели различное конструктивное исполнение (варианты А и В). Размеры ослабленного сечения приведены в табл. 1.

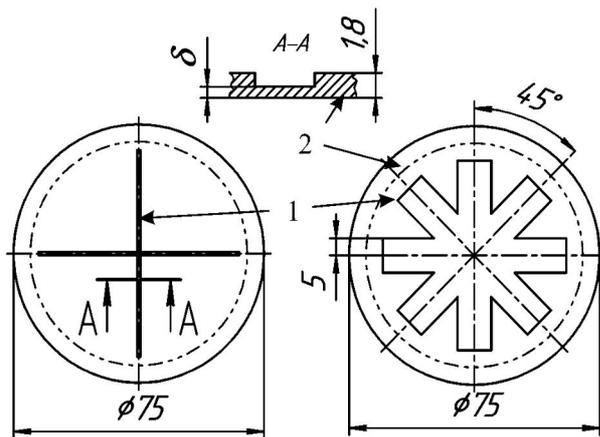
Разработанные диафрагмы «раскрываются» вдоль ослабленных сечений без разрушения и отделения фрагментов. Штрих-пунктирными линиями обозначена область обжима изделий матрицами 6 (рис. 5).

Давление разрушения диафрагмы зависит от ее толщины (табл. 1), а, следовательно, от технологических допусков на изготовление и свойств поставляемого материала. Получение серий теневого снимков при постоянной скорости ударной волны в традиционной технике эксперимента с применением диафрагм неизбежно будет затруднительным из-за разброса давлений разрыва диафрагм.

Таблица 1

Толщина ослабленного сечения диафрагм

δ , мм	Расчетное давление разрыва диафрагмы P , (МПа)	Примечание: вариант В
0,81	5	Материал; лист Д16.А.Т. s1,8 ГОСТ 21631-76
1,14	10	
1,41	15	
1,62	20	



Вариант В

Вариант В

Рис. 6. Особенности конструктивного исполнения разрывных диафрагм

В работе [16] описан быстродействующий клапан, позволяющий при строго фиксированном отношении высокого давления в камере к низкому давлению в канале ударной трубы достаточно быстро, за время, сравнимое с временем раскрытия диафрагмы, соединить камеру с каналом. Клапан, (рис. 7) позволил существенно расширить возможности ударных труб в исследовании различного рода нестационарных процессов, в частности, процессов взаимодействия ударных волн с телами. При широ-

ком диапазоне регулировок время срабатывания клапана не превышает 0,001 с [16].

Кроме узлов, задающих импульсный характер течения, при подготовке экспериментальной установки было разработано техническое новшество, связанное с методикой визуализации сильных ударных волн в канале со значительным абсолютным значением давления торможения.

Специальные условия к установке оптических систем на ударной установке вызваны, с одной стороны, требованиями к качеству стекол и соблюдением параллельности их установки [17, 18], с другой стороны – необходимостью выдерживать большие пульсирующие давления газа и контакт с жесткой механической системой, включающей уплотнение резиновым жгутом при обязательном соблюдении минимальных монтажных зазоров.

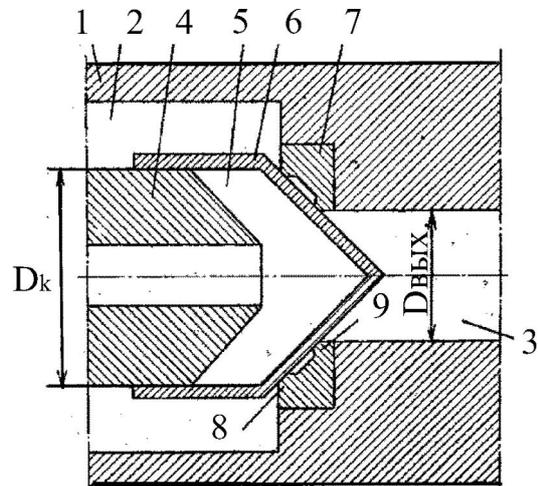


Рис. 7. Быстродействующий клапан: 1 – корпус; 2 – 3 трубы высокого и низкого давлений ($D_{\text{вых}}$); 4 – обтекатель ($D_{\text{н}}$); 5 – рабочая полость (связана с источником управляющего давления); 6 – запорный конус; 7, 8, 9 – седло и уплотнения

Конструкция визуализационной системы плоской модели подробно описана в [14, 19].

Она включает (рис. 8): 1 – образующие рабочего участка; 2 – боковые крышки; 3 – визуализационные стекла; 4 – обечайка из оргстекла; 5 – эластичный материал (герметик); 6 – бурт; 7 – накладной фланец; 8 – крепежные болты; 9 – резиновое уплотнение; 10 – рабочий участок модели; 11 – ось теневого прибора, 12 – калибрующая проставка.

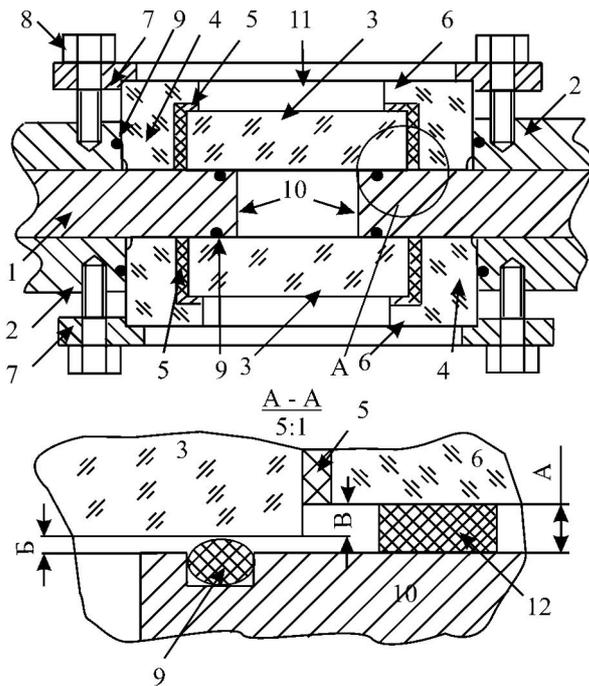


Рис. 8. Особенности сборки и монтажа оптических визуализационных систем

Экспериментальным путем выбиралась размерная цепь ($A = B + B$, табл. 2) регулировки системы.

Момент затяжки болтов 8 находился в пределах 0,5 – 1Нм, что обеспечивало надежное уплотнение рабочих поверхностей в канале 10 при отсутствии разрушающих нагрузок на оптических системах.

Таблица 2

Установочные размеры для стекол

Наименование	Обозначение	Значение зазора, мм
Размер установочного калибра	A	0,4 – 0,5
Зазор стекла над уплотняемой поверхностью	B	0,1 – 0,2
Выступание стекла над обечайкой из оргстекла [17]	B	0,3

При соблюдении установочных размеров (табл. 2) визуализационные стекла 3 будут установлены в соответствии с техническими условиями визуализационного прибора, не будут контактировать с металлическими концентраторами напряжений 1 (только с уплотнениями 9) и надежно прижаты фланцами 7.

Еще одним специальным, газодинамическим узлом является разработанное для настоящих испы-

таний сменное сверхзвуковое сопло 2 (рис. 5).

Общими требованиями к нему являются: малогабаритность [20], максимальная идентичность противоположных деталей; взаимозаменяемость узла, соответствие чертежу (допуска, отклонения и др.), технологичность, эксплуатационная технологичность.

Сложность соблюдения указанных требований видна из чертежа (рис. 9).

Это: наличие фиксирующих штифтовых отверстий 1 и 2, требования к отклонениям размеров (например от базы A до угловой точки 3) и формы, и к конструктивным элементам, определяемые газодинамическими требованиями к узлу.

После сборки в составе плоской модели (рис. 5) открытые полости отверстий 1 и 4 заполнялись эпоксидной смолой и обрабатывались до указанной чистоты обтекаемой газом поверхности.

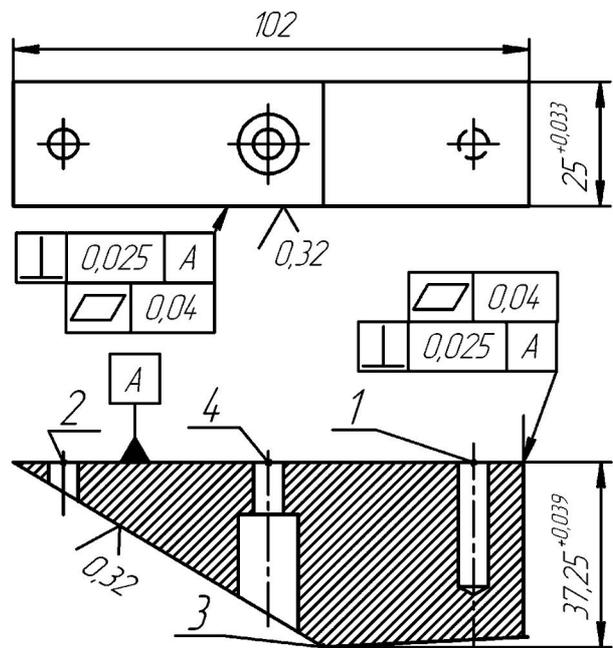


Рис. 9. Конструктивные особенности плоского сверхзвукового сопла

После изготовления отдельных узлов и деталей модель была собрана согласно технической документации и установлена на испытательный стенд (рис. 10), состав и устройство которого подробно описаны в [2, 3, 14].

Перед испытанием в приемной части теневого прибора устанавливается цифровая видеокамера DCR – SR 100 E. Обозначения на рис. 10: 1 – исследуемая модель в сборе; 2 – исследуемый рабочий участок; 3 – оптическая визуализационная система в сборе; 4 – теневой прибор; 5 – фланец; 6 – установочные калибры оптической системы.

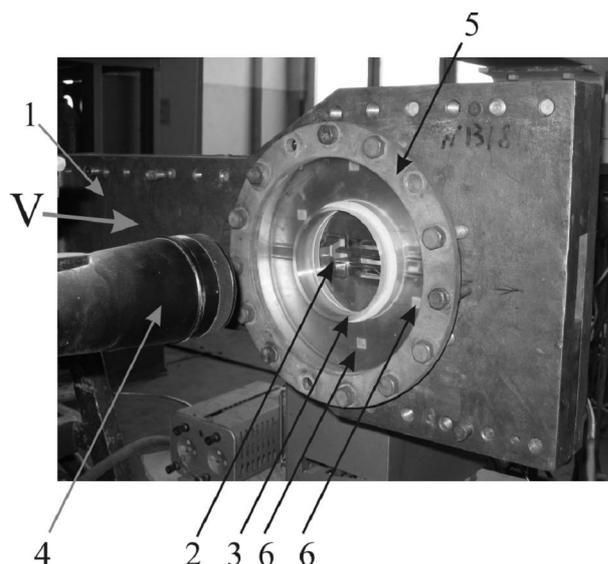


Рис. 10. Модель на испытательном стенде

Работоспособность установки была проверена путем продувок «холодным воздухом» плоской модели ПСУЗВ, подсоединенной к источнику высокого давления по схеме, показанной на рис. 6.

Методика определения параметров и визуализационной картины течения газа описана в [2, 3, 14].

Испытания проводились в следующем порядке.

1. Включалось электропитание элементов автоматики и регулирования.

2. Включалось электропитание теневого прибора.

3. Открывался вентиль 9 и продувочный газ под рабочим давлением подавался из баллонов высокого давления через редуктор 12 на вход в отсечной клапан 8.

4. Включалась видеокамера.

5. Производилась скоростная видеосъемка цифровой видеокамерой визуализационной картины течения всего цикла работы ПСУЗВ (п. 6 – п. 8).

6. Дистанционно открывался отсечной клапан 9, нагружался редуктор 12 и его газ рабочим давлением подавался через трубопровод 4 на вход в модель 1 (см. рис. 6).

7. Значение входного давления регистрировалось на 10 и 11.

8. Разгружался редуктор 12.

9. Дистанционно закрывался отсечной клапан 8 (см. рис. 6).

10. Выключалась видеокамера.

11. Отключалось электропитание элементов автоматики и регулирования.

12. Отключалось электропитание теневого прибора.

13. Закрывался вентиль 9 (см. рис. 6).

14. Производился сброс давления из систем стенда.

Сведения о проведенных испытаниях были получены в цифровом формате в виде видеофильмов (табл. 3).

Результаты испытаний анализировались при просмотре в реальном времени (в звуковом сопровождении) фильмов с помощью программы Windows Movie Maker.

Программа позволяла выделять необходимые фрагменты фильма, неоднократно их просматривать, выделять нужные кадры и т. д.

С помощью просмотров зафиксирован пульсирующий характер течения при исследуемых режимах, последовательность возникновения и эволюции газодинамических возмущений в канале ПСУЗВ, особенности течений и т. д.

Таблица 3

Результаты испытаний

Давление газа p_0 в ресивере модели максимальное, МПа	Индекс фильма	Размер фильма на магнитном диске, МБ	Длительность фильма, с	Количество кадров фильма	Температура торможения продувочного газа T_0 , К	Размер установки ножа теневого прибора, мм	Примечание (регистрация теневой картины)
0,08	M2U0 0886	26,5	43	1075	283	0,05	+
0,08	M2U0 0887	22,3	36	900	280	0,05	-
0,16	M2U0 0888	23,9	39	975	285	0,05	+
0,3	M2U0 0889	29,8	48	1200	290	0,05	+
0,5	M2U0 0890	21,8	35	840	290	0,05	+
0,5	M2U0 0891	42,2	68	1700	285	0,05	+
0,5	M2U0 0892	19,7	32	800	290	0,01	+

Отдельные кадры, соответствующие характерным газодинамическим возмущениям были выделены и исследованы.

На фотографии (рис. 11) показана визуализационная картина течения в модели ПСУЗВ, зафиксированная при максимальном давлении испытаний (фильм M2U00892).

Обозначения на рисунке: а – визуализационная картина в модели ПСУЗВ при $p_0=0,5$ МПа; $M=2$; б – схема течения при тех же режимах.

Остальные характерные кадры развития течения представлены на том же рисунке в меньшем масштабе. По ним, наблюдая динамику течения на видеосъемке и фотографиях, можно сделать некоторые выводы об изменении структуры течения в зависимости от давления в тракте модели.

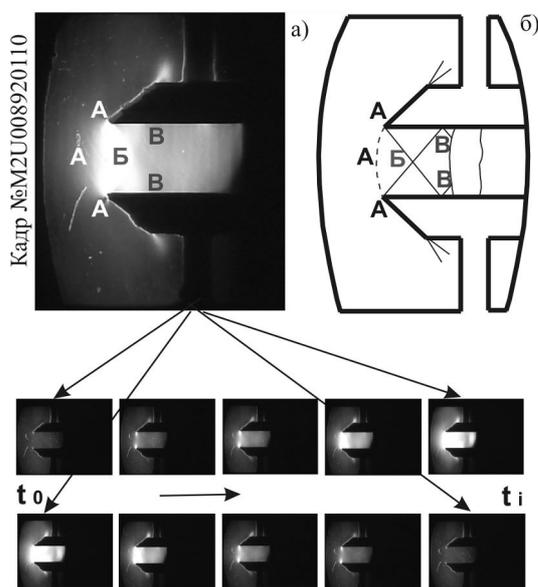


Рис. 11. Особенности визуализационной картины течения в модели ПСУЗВ

При сверхзвуковых режимах течение в первой камере ПСУЗВ подобно течению в сверхзвуковом диффузоре с внутренним сжатием [21].

В таком диффузоре косой скачок отходит от кромки обечайки А и пересекается в точке Б на оси диффузора со скачком, идущим от противоположной кромки.

Поток газа в скачке АБ отклоняется от первоначального направления в сторону наклона скачка. В точке Б линии тока возвращаются к первоначальному направлению, в связи с чем возникает отраженный скачок БВ. По наблюдению динамики последовательных кадров видеосъемки за указанными скачками (в направлении течения газа) можно предположить поперечный скачок (или систему поперечных скачков) уплотнения, за которой поток становится дозвуковым.

Следует также учитывать нарастание пограничного слоя по длине проточной части, эффективно «сужающего» канал.

Дальнейшее течение в сужающем канале идет с увеличением скорости, причем в узком сечении скорость должна быть ниже или равна критической.

В этом случае за узким сечением может возникнуть дополнительная сверхзвуковая зона, завершаемая поперечным скачком уплотнения.

При дальнейших повышении давления на входе в канал ПСУЗВ [21], возможно частичное изэнтропическое торможение.

Анализируя видеоматериал, можно сделать вывод, что при течении в плоской модели ПСУЗВ присутствует пульсирующая составляющая с определенной частотой колебаний.

Зафиксированным в настоящих исследованиях, является отклонение светового потока участком визуализационной картины (А – А – А – Б).

Возмущения происходят от торможения потока за косым скачком, который отходит от кромки обечайки А и пересекается в точке Б на оси канала со скачком, идущим от противоположной кромки. Возмущения активны на визуализационных стеклах и распространяются по пограничному слою вверх по потоку до фронта А – А – А.

Полученная газодинамическая картина течения и результаты измерений согласуются с результатами определения особенностей течения газа во внутреннем тракте [21, 22].

При анализе визуализационных картин и сравнении их с ранее опубликованными следует учитывать следующее.

Картина визуализации должна быть соотнесена с режимами эксперимента и экспозицией. Зависимость: «режим фотосъемки – структура картины визуализации» авторами не исследована.

Выдержки фотографирования: 10^{-5} с и более показывают, как правило, осредненную по времени и площади картину течения, характеризующую его динамику.

Малые выдержки фотографирования: 10^{-5} с и менее характеризуют локальную структуру течения.

Заключение

Показана работоспособность установки, прошедшей тестовые испытания и повышенные нагрузки, ее эксплуатационная технологичность. Произведена скоростная съемка возмущений, вносимых в газовый поток отдельными элементами модели ПСУЗВ.

Обнаружены динамические особенности течения газа в канале ПСУЗВ.

Получены визуализационные картины возмущений, вносимых в газовый поток отдельными элементами модели.

Установлены особенности течения газа в канале ПСУЗВ. Показан пульсирующий характер течения. Сделан вывод о необходимости проведения исследований с использованием разрывных диафрагм.

Результаты настоящих исследований предполагается использовать при проектировании и изготовлении шумоглушащих устройств с внутренним расширением в машиностроении, энергетической, оборонной промышленности и др.

Литература

1. Ручное огнестрельное оружие бесшумного боя. Приборы снижения уровня звука выстрела для автоматов. Проектирование и экспериментальная отработка / Н.А. Коновалов, О.В. Пилипенко, А.Д. Скорик, Ю.А. Кваша, В.И. Коваленко. – Днепропетровск: НАН Украины и НКА Украины, Институт технической механики, 2008. – 303 с.
2. Исследование течения в плоской модели глушителя звука выстрела стрелкового оружия с применением методов визуализации / Н.А. Коновалов, А.И. Астапов, О.В. Пилипенко, Г.А. Поляков, А.Д. Скорик, С.В. Тынына, А.Д. Чаплиц // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ. – 2007. – №2. – С. 137-146.
3. Исследование динамики течения газа в приборе снижения звука выстрела стрелкового оружия методом визуализации / Н.А. Коновалов, О.В. Пилипенко, Г.А. Поляков, А.Д. Скорик, Г.А. Стрельников, А.Д. Чаплиц, А.И. Астапов // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ. – 2009. – №1. – С. 88-95.
4. Зельдович Я.Б. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений / Я.Б. Зельдович, Ю.П. Райзер. – М.: Наука, 1966. – 320 с.
5. Комиссарук В.А. Применение дифракционного интерферометра в баллистическом эксперименте / В.А. Комиссарук, В.П. Мартынов, Н.П. Менде // ПТЭ. – 1979. – №1. – С. 207-210.
6. Менде Н.П. Наблюдение околосдульных процессов / Н.П. Менде // Физико-газодинамические баллистические исследования. – Л.: Наука, 1980. – С. 225-231.
7. Герасимов С.И. Аэробаллистический тир ВНИИЭФ. Методика проведения экспериментов, результаты испытаний / С.И. Герасимов, В.Е. Лысенков, И.Ю. Смирнов // Труды IX Междунар. конф. «Оптические методы исследования потоков» (ОМИП 2007). – М.: Издательский дом МЭИ, 2007. – С. 386-389.
8. Settles G.S. The penn state full-scale schlieren system / G.S. Settles // 11th international symposium of flow visualization. – Notre Dame, Indiana (United States), 09–12 August 2004. – 12 p.
9. Beric W. Visualization of complex shock wave phenomena / W. Beric // 12th international symposium of flow visualization. – German Aerospace Center (DLR), Gottingen, Germany, 10-14 September 2006. – 10 p.
10. Современная техника аэродинамических исследований при гиперзвуковых скоростях: пер. с англ. / Под ред. А.М. Крилла. – М.: Наука, 1965. – 240 с.
11. Исследование гиперзвуковых течений: пер. с англ. / Под ред. Ф.Р. Риддела. – М.: Наука, 1965. – 340 с.
12. Альбом течений жидкости и газа: пер. с англ. / Сост. М. Ван-Дайк. – М.: Мир, 1986. – 184 с.
13. Пат. на полезную модель 28410 Украина, МПК⁷ F41A 21/30. Устройство снижения уровня звука выстрела стрелкового оружия / Коновалов Н.А., Астапов А.И., Скорик А.Д., Пилипенко О.В., Поляков Г.А., Чаплиц А.Д.; Заявитель и патентообладатель Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, г. Днепропетровск. – №200708125; заявл. 17.07.07; опубл. 04.03.08, Бюл. № 7. – 5 с: ил.
14. Чаплиц А.Д. Визуализация газовых потоков во внутренних каналах / А. Д. Чаплиц, А.И. Астапов. – Днепропетровск: НАН Украины и НКА Украины, Институт технической механики, 2007. – 209 с.
15. Бевистер С. Цифровая фотография. Базовый курс / С. Бевистер; под. ред. А.И. Лагина: пер. с англ. Н. Энгельмана. – М.: Экспо, 2008. – 152 с.: ил. 8.
16. Исаков Ю.И. Распространение ударных волн в трубопроводе с быстродействующим клапаном / Ю.И. Исаков, Р.Л. Петров // Труды ЛПИ. – 1970. – №113. – С. 126-129.
17. Скотников М.М. Теневые количественные методы в газовой динамике / М.М. Скотников. – М.: Наука, 1976. – 160 с.
18. Васильев Л. А. Теневые методы / Л.А. Васильев. – М.: Наука, 1968. – 400 с.
19. А.с. 1821665 СССР, МКИ G 01 M 9/06. Устройство для аэродинамических исследований / А.Д. Чаплиц (СССР). – №4862942/23; Заявл. 17.08.93; опубл. 30.10.94, Бюл. №22. – 3 с.: ил.
20. Стрельников Г.А. Регулируемые сверхзвуковые сопла малой длины / Г.А. Стрельников. – Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1993. – 192 с.
21. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1969. – 824 с.
22. Боровой В.Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем / В.Я. Боровой. – М.: Машиностроение, 1983. – 144 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой «Энергетика» А.И. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

**РОЗРОБКА ЗАСОБІВ І МЕТОДІВ ВІЗУАЛІЗАЦІЇ ПРОТІКАННЯ ГАЗУ
У ПРИЛАДАХ ЗНИЖЕННЯ ЗВУКУ ПОСТРІЛУ СТРЕЛЬЦЬКОЇ ЗБРОЇ**

*М.А. Коновалов, О.В. Пилипенко, Г.О. Стрельников, Г.А. Поляков,
О.Д. Скорик, О.Д. Чаплиць, А.І. Астапов*

Створена установка і запропонована методика експериментального дослідження протікання газу в приладах зниження рівня звуку пострілу стрілецької зброї (ПЗРЗП). Роботоздатність установки підтверджена тестовими підвищеними навантаженнями, обґрунтована її експлуатаційна технологічність. Відеозйомка збурень в каналі плоскої моделі ПЗРЗП зафіксувала особливості течії, зокрема, її пульсуючий характер. Результати виконаних досліджень можна використовувати при проектуванні і відпрацюванні шумозаглушуючих пристроїв з внутрішнім розширенням газу в машинобудуванні, енергетичній, оборонній промисловості і ін.

Ключові слова: прилад зниження рівня звуку пострілу, аеродинамічний експеримент, ударна хвиля, візуалізація, надзвукова течія, тіньова установка, відеозйомка.

**DEVELOPMENT OF MEANS AND METHODS FOR GAS FLOW VISUALIZATION
IN DEVICES OF FIRE-ARM FIRING SOUND REDUCTION**

*N.A. Konovalov, O.V. Plipenko, G.A. Strelnikov, G.A. Polyakov,
A.D. Skorik, A.D. Chaplits, A.I. Astapov*

A unit is created and an experimental research approach of gas flow in devices of fire-arm firing sound reduction (DFSR) is offered. The unit efficiency is confirmed by test increased loadings, its operational manufacturability is proved. The image acquisition of disturbances in a DFSR two-dimensional model channel fixed flow features, in particular, its pulsatory character. The research results can be used at design and elaboration of sound-suppressing devices with internal gas expansion in mechanical engineering, power and defense industry etc.

Key words: device of firing sound reduction, aerodynamic experiment, blast wave, visualization, supersonic flow, shadow unit, image acquisition.

Коновалов Николай Анатольевич – канд техн. наук, ведущий научный сотрудник Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: imkask@email.dp.ua.

Пилипенко Олег Викторович – д-р техн. наук, чл.-корр. НАН Украины, директор Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина.

Стрельников Геннадий Афанасьевич – д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина.

Поляков Геннадий Анатольевич – заместитель Генерального конструктора ГП «КБ Южное», аспирант Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина.

Скорик Александр Дмитриевич – научный сотрудник Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина.

Чаплиц Александр Донатович – канд техн. наук, научный сотрудник Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: a-chaplits@mail.ru.

Астапов Анатолий Иванович – научный сотрудник Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепропетровск, Украина.

УДК 621.44.533

Ю.Ф. БАСОВ¹, Л.Г. БОЙКО², А.Е. ДЕМИН²¹ ОАО «Мотор Сич», Запорожье² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДА РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ В ВЫСОКОНАПОРНОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ

Представлен усовершенствованный вариант метода расчета осесимметричных течений в высоконапорной компрессорной ступени, позволяющий исследовать суммарные характеристики и структуру течения в диапазоне до-, транс- и сверхзвуковых чисел Маха, вплоть до $M_{\text{пл}} = 1,5 \dots 1,6$. Для учета реальных свойств течения в уравнения движения введены дополнительные члены, моделирующие воздействие диссипативных сил. Величины потерь и углов отставания определены на основе обобщенных зависимостей. Для оценки волновых потерь предложено использовать распределения осредненных в окружном направлении чисел Маха вдоль хорды в межлопаточном канале, полученные расчетным путем. Усовершенствованный вариант метода расчета положен в основу комплекса программ AxSum_M. Представлены результаты его верификации.

Ключевые слова: поверочный расчет, ступень осевого компрессора, сверхзвуковое течение, волновые потери.

Введение

Сложный комплекс проблем, возникающий при проектировании современных транс- и сверхзвуковых компрессорных ступеней, требует для своего решения специализированного арсенала методов решения газодинамических и прочностных задач.

Ограничивая рассмотрение вопросами газодинамики, следует отметить, что рациональное и эффективное построение процесса проектирования возможно лишь при использовании расчетных методов и комплексов программ различного уровня сложности. Именно такие подходы применяют ведущие фирмы, специализирующиеся в области авиационного и промышленного газотурбостроения. Проектирование начинают с простейших одномерных методов («расчет по среднему радиусу») и заканчивают наиболее сложными методами 3D анализа течения, основанными на решении уравнений Навье Стокса.

Одной из важных составляющих процесса проектирования является использование двумерных подходов. Методы поверочного расчета осесимметричного течения позволяют провести оценку согласованности работы сечений лопаточных венцов, расположенных на различных радиусах в многоступенчатой машине, определить суммарные характеристики отдельных ступеней и компрессора в целом в широком диапазоне режимов. Большинство фирм-разработчиков имеют такие методы и программные комплексы собственной («in-house») разработки,

прошедшие хорошую практическую верификацию.

В Харьковском авиационном институте на основе принципа максимума потока механической энергии [1] построен 2D метод расчета, учитывающий турбулентное смешение струек тока в радиальном направлении [2], который позволил получить практически полезные результаты [3, 4].

Позднее в проблемной лаборатории "Аэродинамики компрессоров" НАКУ "ХАИ" разработан и апробирован метод расчета осесимметричного течения в осевых компрессорах и соответствующий комплекс программ AxSum, который может быть отнесен к новому поколению 2D методов расчета течений [5].

Постановка задачи исследования

Алгоритм метода расчета построен на решении системы уравнений Эйлера, записанной в стационарной форме во вращающейся с постоянной угловой скоростью ω системе координат.

$$\bar{\nabla} \cdot (\rho \bar{w}) = 0; \quad (1)$$

$$(\bar{w} \cdot \bar{\nabla}) \cdot \bar{w} + 2\bar{\omega} \times \bar{w} + \bar{\omega} \times \bar{u} + \frac{1}{\rho} \cdot \bar{\nabla} p = 0; \quad (2)$$

$$\bar{\nabla} \cdot [\bar{w} \cdot (\rho E + p)] = 0, \quad (3)$$

где ρ – плотность,

\bar{w} – вектор относительной скорости,

\bar{u} – вектор окружной скорости,

p – давление,

$$E = c_v T + \frac{w^2 - u^2}{2},$$

T – температура;

c_v – теплоемкость при постоянном объеме.

Для замыкания системы использовано уравнение состояния совершенного газа

$$p = \rho RT. \quad (4)$$

Система уравнений сводится к дифференциальному уравнению второго порядка относительно функции тока и первого порядка относительно плотности. Второй порядок точности конечно-разностного аналога дифференциального уравнения реализуется с помощью девятиточечного шаблона. Более детально алгоритм метода расчета описан в [6]. Использование достаточно мелких сеток позволяет существенно повысить качество описания формы лопатки, срединной межлопаточной поверхности S2.

Применение проекции уравнения движения на вектор относительной скорости и введение искусственной сжимаемости аналогично [6, 7] позволяет применить данный метод к расчету течений в диапазоне транс- и сверхзвуковых скоростей.

Моделирование реальных свойств течения осуществляется путем введения, аналогично ряду работ, в правую часть уравнения дополнительных членов, описывающих диссипативные свойства течения. Уравнение (2), записанное в форме Крокко, принимает вид

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) = \vec{V}H - T \cdot \vec{V}S - \vec{D}, \quad (5)$$

где \vec{v} – вектор абсолютной скорости;

S – энтропия;

H – ротальпия потока.

Вектор \vec{D} , являясь аналогом сил трения, направлен в сторону, противоположную вектору относительной скорости \vec{w} , и определяется из условия полного перехода работы сил трения в тепло:

$$\vec{D} = -\vec{w}D/w, \quad \vec{D} \cdot \vec{w} = T \cdot \vec{w} \cdot \vec{V}S. \quad (6)$$

Для определения плотности уравнение движения (2) представлено в виде:

$$\vec{w} \times (\vec{V} \times \vec{v}) - \vec{V}H + \vec{V}I - \frac{k-1}{k} \frac{1}{\rho} \vec{V}(\rho I) = -\vec{D}, \quad (7)$$

где I – энтальпия потока.

После его преобразования путем умножения скалярно на вектор относительной скорости \vec{w} и осреднения по координате ϕ уравнение для расчета плотности в обобщенной криволинейной системе координат (ξ, η, ϕ) принимает вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial \rho}{\partial \eta} = \rho F,$$

где

$$F = \frac{1}{k-1} \frac{1}{I} \left(\frac{\partial I}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial I}{\partial \eta} \right) - \frac{1}{\sigma_w} \left(\frac{\partial \sigma_w}{\partial \xi} + \theta \frac{\partial \sigma_w}{\partial \eta} \right),$$

$$\theta = \frac{w^\xi}{w^\eta} = - \frac{(\partial \psi / \partial \eta)}{(\partial \psi / \partial \xi)}.$$

Здесь σ_w – коэффициент восстановления полного давления в относительном движении для заданной трубки тока. Значения σ_w определяются величинами потерь полного давления, которые оцениваются по полуэмпирическим зависимостям.

В настоящее время в авиадвигателестроении получают распространение высоконапорные компрессорные ступени, имеющие скорости набегающего потока в периферийных сечениях $M_{w1}=1,4 \dots 1,6$. Численное моделирование обтекания таких ступеней в исходном варианте комплекса программ AxSym затруднено. В силу этого необходимым стало его усовершенствование.

Решение задачи

Увеличение уровня скоростей на входе в лопаточный венец до чисел $M_{w1} > 1,3$ качественно меняет структуру течения в межлопаточных каналах, что определяет необходимость введения коррекции в используемые в процессе расчета обобщенные зависимости для расчета углов отставания потока и коэффициентов потерь энергии.

В исходном варианте метода и, соответственно, комплекса программ для определения угла отставания использована зависимость Картера, дополненная учетом особенностей околоскритических режимов обтекания с помощью поправок, представленных в работе [8].

Однако для рассматриваемой задачи, вследствие существующих различий в форме решеток профилей и режимах их работы, для оценки угла отставания использован подход, при котором угол отставания может быть представлен в виде суммы поправок к углу отставания, учитывающих влияние различных факторов:

$$\delta = \delta_0 + \Delta \delta_{M > M_c} + \Delta \delta_{AVDR} + \Delta \delta_{3D},$$

где δ_0 – угол отставания, определяемый геометрией профиля для уровня скоростей, меньших критических:

$$\delta_0 = \frac{m \cdot \theta}{\sqrt{b/t}},$$

$$m = 0,23 \cdot (2 \cdot x_f)^2 + 0,1 \cdot \left(\frac{\beta_2}{50} \right) = 0,92 \cdot x_f^2 + \frac{\beta_2}{500},$$

$\Delta \delta_{M > M_c}$ – поправка к углу отставания при сверхкритических скоростях набегающего потока в соответствии с [9] имеет следующий вид:

$$\Delta \delta_{M > M_c} = \begin{cases} 0, & \text{при } M < M_c; \\ 8,0 \cdot (M_1 - M_c), & \text{при } M > M_c, \end{cases}$$

где M_1 – число Маха на входе в решетку;

M_c – критическое число Маха;

$\Delta \delta_{AVDR}$ – поправка к углу отставания, обусловленная изменением толщины струйки тока:

$$\Delta \delta_{AVDR} = 10 \cdot \left(1 - \frac{V_{m2}}{V_{m1}}\right);$$

V_{m1}, V_{m2} – меридиональные составляющие скорости на входе и выходе из решетки, соответственно;

$\Delta \delta_{3D}$ – поправка к углу отставания, обусловленная влиянием пространственных эффектов [10].

Учет углов отставания в расчете осуществляется путем коррекции формы срединной поверхности тока S_2 путем пересчета значений геометрических углов β_i вдоль средней линии в узлах расчетной сетки.

В соответствии с принятыми представлениями суммарные потери энергии в лопаточных венцах компрессорных ступеней могут быть представлены как сумма составляющих их профильных, вторичных, торцевых потерь и потерь в радиальном зазоре:

$$\zeta_{\Sigma} = \zeta_{\text{проф}} + \zeta_{\text{втор}} + \zeta_{\text{торц}} + \zeta_{\text{р.з.}}$$

При необходимости учета эффектов, связанных со скачками уплотнения в потоке, волновые потери могут быть выделены из профильных и рассмотрены независимо.

$$\zeta_{\text{проф}} = \zeta_{\text{тр}} + \zeta_{\text{волн}} \cdot$$

Этот подход удобен для использования новых соотношений, их апробации, а также для реализации в численных методах.

Исследования течения в вентиляторных ступенях, имеющих скорости потока на входе в относительном движении $M_{w1} > 1,3$, см. например [11], показали, что в этом случае волновые потери существенно превосходят другие виды потерь и, вследствие этого, в значительной мере определяют КПД ступени. Определение волновых потерь, реализованное в исходном варианте программного комплекса, основано на односкачковой модели течения Миллера-Хартмана-Льюиса [12], что не позволяет определить с удовлетворительной точностью величины потерь при сверхзвуковых скоростях на входе в лопаточный венец в диапазоне $M_{w1} = 1,4 \dots 1,6$.

Проведенные в последние десятилетия экспериментальные исследования структуры пространственных течений в высоконагруженных компрессорных ступенях, имеющих высокие значения чисел Маха в периферийных сечениях, показали, что односкачковая модель течения даже с достаточно большой степенью приближения не может описать возникающую картину течения, тем более в случае,

когда необходимо рассчитать обтекание ступени на различных режимах по расходу. При скоростях потока на входе, превышающих $M_{w1} = 1,4$, структура потока существенно меняется [13].

Течение у концов лопаток при высоких числах Маха на входе в различных точках напорной характеристики схематически представлено на рис. 1. На режиме максимального расхода прямой скачок располагается в межлопаточном канале вблизи выхода из закрытой части и имеет достаточно большую интенсивность. Перед решеткой в силу того, что входная кромка имеет некоторый конечный радиус, находится относительно слабый присоединенный косой скачок. По мере уменьшения расхода и роста давления за решеткой (противодавления) канальный прямой скачок смещается в сторону входных кромок и располагается вблизи горловины межлопаточного канала, а на входной кромке также имеет место присоединенный косой скачок. Оба скачка достаточно слабые и данный режим обтекания сопровождается минимальными волновыми потерями. На характеристике ступени этот режим близок к режиму максимального КПД. Дальнейшее увеличение противодавления при уменьшении расхода перемещает канальный скачок из закрытой части канала вверх по потоку, где он объединяется со скачком на входе, образуя при определенных условиях отошедший скачок перед решеткой, так называемую "выбитую головную волну", которая определяет высокий уровень потерь и затрудняет процесс запуска ступени.

На рис. 1 представлена также меридиональная проекция сверхзвукового рабочего колеса, которая позволяет представить, как проецируются скачки уплотнения в периферийном сечении при рассмотрении периферийного течения.

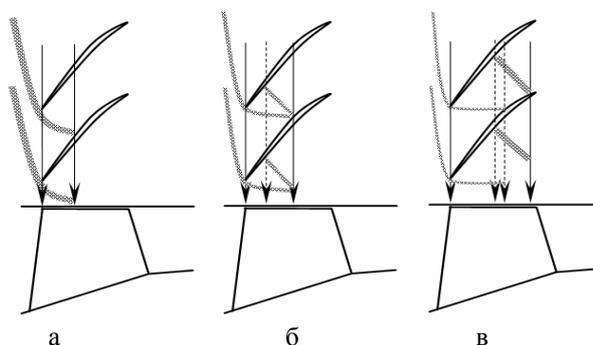
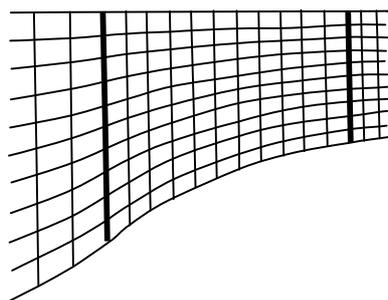


Рис. 1. Схема скачков уплотнения в сверхзвуковой компрессорной решетке рабочего колеса на различных режимах по расходу и расположение их проекции в меридиональной плоскости: а – вблизи ГУР; б – максимум КПД; в – вблизи записания

Очевидно, что реальная система скачков внутри межлопаточного канала существенно сложнее,

чем изображено схематически на рисунке. В рамках расчета осредненного в окружном направлении (осесимметричного) потока выделить отдельные ударные волны не представляется возможным. В процессе проецирования на меридиональную плоскость они осредняются, накладываются друг на друга и сглаживаются.

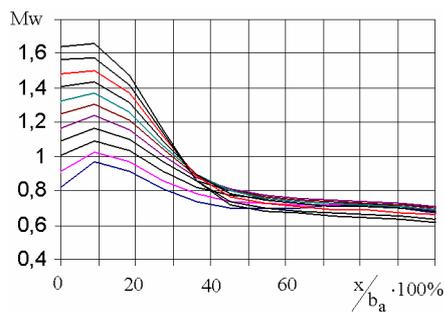
Учитывая, что представленный метод расчета позволяет получить распределение параметров потока вдоль линии расчетной сетки в межлопаточном канале, в процессе вычислений можно определить



а

изменение числа Маха в различных слоях по высоте лопаточного венца и выделить соответствующее максимальное значение.

На рис. 2 показана укрупненно расчетная сетка и распределение чисел M_w вдоль линии сетки в продольном направлении. Проведенные расчеты достаточно большого числа ступеней показали, что распределение скоростей существенно изменяется в зависимости от типа ступени и режима работы лопаточного венца.



б

Рис. 2. Схема проточной части (а) и распределение чисел Маха в рабочем колесе вдоль осевой проекции хорды на различных по радиусу сеточных слоях (б)

Учитывая сложность реального течения и возможность наложения скачков друг на друга, в данной работе предложено для оценки величины волновых потерь в каждом сеточном слое представить их обобщенно как потери в одном прямом скачке уплотнения, определив скорость перед скачком как максимальное значение скорости M_w в межлопаточном канале, полученное в результате расчета.

Использование такого подхода к расчету волновых потерь практически не ухудшает дальнейшей сходимости вычислительного процесса. Полученные в результате расчета величины волновых потерь в периферийных сечениях сверхзвуковой ступени в зависимости от числа M_w1 на входе показаны на рис. 3.

Полученные результаты

Представленное выше усовершенствование алгоритма расчета сверхзвукового течения в ступенях осевых компрессоров положено в основу для построения модифицированного комплекса программ AxSym_M. В качестве его апробации проведено расчетное исследование характеристик сверхзвуковой вентиляторной ступени.

Суммарные характеристики ступени определены в широком диапазоне режимов. Осреднение параметров потока по высоте лопатки выполнено на основе законов сохранения массы, полной энергии и энтропии в осредненном и осредняемом потоках.

Полученные значения полных температур и давлений использованы для расчета интегральных значений степени повышения полного давления π_B^* и КПД.

Все расчеты выполнены при стандартных атмосферных условиях на входе в вентилятор: $T_B^* = 288$ К, $P_B^* = 101325$ Па.

На рис. 3 представлено принятое в расчете меридиональное сечение проточной части исследуемой ступени с нанесенной укрупненно на нее расчетной сеткой.

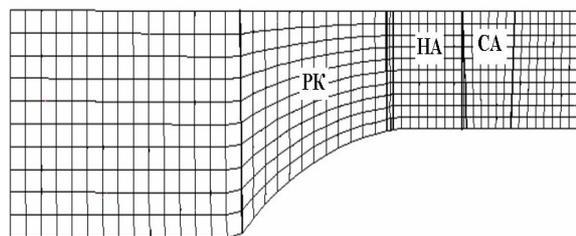


Рис. 3. Меридиональное сечение проточной части исследуемой ступени

На рис. 4 приведена суммарная характеристика данной ступени в виде зависимости степени повышения полного давления от расхода, в сопоставлении с экспериментальными данными. Сплошной линией показаны результаты расчета с помощью ПК AxSym_M.

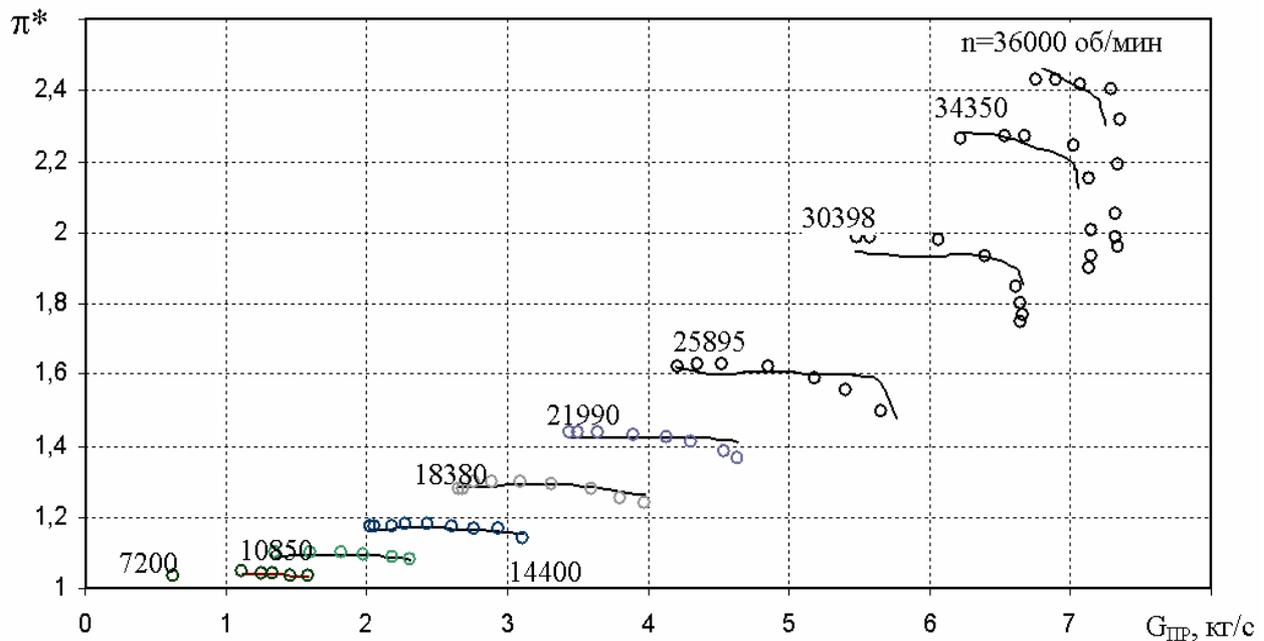


Рис. 4. Суммарная характеристика вентиляторной ступени

Заключение

1. Представлен усовершенствованный вариант метода поверочного расчета осесимметричного течения в компрессорных ступенях и соответствующий комплекс программ AxSym_M, позволяющий расширить область его применения до уровня чисел Маха на входе в лопаточный венец $M_{w1}=1,4...1,6$.

2. Проведена верификация ПК AxSym_M на примере расчета высоконапорной вентиляторной ступени. Показано удовлетворительное согласование результатов расчета и опытных данных при сопоставлении суммарных характеристик в широком диапазоне режимов.

Литература

1. Еришов В.Н. Вариационный принцип максимума потока механической энергии и его приложение к расчету осевых турбомашин / В.Н. Еришов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1959. – № 1. – С. 46-54.

2. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре / Л.Г. Бойко, В.Н. Еришов, Г.А. Гирич, В.Н. Яневич // Изв. вузов. Машиностроение. – 1989. – № 5. – С. 56-60.

3. Результаты практического использования двумерного метода расчета течения в компрессоре / Л.Г. Бойко, В.Н. Еришов, Г.А. Гирич, В.Н. Яневич // Изв. вузов. Машиностроение. – 1989. – № 7. – С. 72-75.

4. Бойко Л.Г. Метод расчета до- и трансзвуковых течений в осевых компрессорных ступенях / Л.Г. Бойко, М.А. Ковалев // Прогресс-Технология-

Качество: Труды Второго Конгресса авиадвигательстроителей Украины с иностранным участием. – Киев-Харьков-Рыбачье, 22-25 сентября 1997г. – С. 145-148.

5. Бойко Л.Г. Исследование структуры течения и суммарных характеристик многоступенчатых осевых компрессоров и их элементов с помощью комплекса методов поверочного расчета / Л.Г. Бойко, А.Е. Дёмин // Компрессорная техника и пневматика. – 2005. – № 3. – С. 28-32.

6. Сюй Д. Численное решение уравнений для функции тока в трансзвуковых течениях / Д. Сюй, В. Ни, Д. Ду // Энергетические машины и установки. – 1988. – № 4. – С. 34-38.

7. Хафез М. Применение методов искусственной сжимаемости для численного решения полного уравнения потенциала в трансзвуковом диапазоне скоростей / М. Хафез, Д. Саут, М. Мэрмен // Ракетная техника и космонавтика. – 1979. – Т. 17, № 8. – С. 50-58.

8. Свэн. Практический метод расчета характеристик околосзвукового компрессора / Свэн // Энергетические машины и установки. – 1961. – Т. 83, № 3. – С. 130-141.

9. Al-Daini A.J. Loss and deviation model for a compressor blade element / A.J. Al-Daini // Int. Journal of Heat and Fluid Flow. – 1986. – Vol. 7, № 1. – P. 69-78.

10. Roberts W.B. Modeling the 3-d flow effects on deviation angle for axial compressor middle stages / W.B. Roberts, G.K. Serovy, D.M Sandercock // Transactions of ASME. Journal for Eng. Gas Turbine and Power. – 1986. – V. 108, N 1. – P. 131-137.

11. Bloch G.S. A Shock Loss Model for Supersonic Compressor Cascades / G.S. Bloch, W.W. Copenhaver, W.F. O'Brien // Transactions of ASME. Journal Turbomachinery, January 1999. – Vol. 121. – P. 28-35.

12. Miller G.R. Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows / G.R. Miller, G.W. Lewis Jr., M.J. Hartmann // Transactions of ASME. Journal Eng. for Power, July 1961. – P. 235-242.

13. Denton J.D. The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance / J.D. Denton, L. Xu // GT-2002-30327, ASME Turbo Expo, Amsterdam, The Netherlands, June 3-6, 2002.

Поступила в редакцию 12.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотр., профессор каф. 401 А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВДОСКОНАЛЕННЯ МЕТОДУ РОЗРАХУНКУ ТЕЧІЙ У ВИСОКОНАПІРНОМУ КОМПРЕСОРНОМУ СТУПЕНІ

Ю.Ф. Басов, Л.Г. Бойко, О.Є. Дьомін

Представлено вдосконалений варіант методу розрахунку осесиметричних течій у високонапірному компресорному ступені, що дозволяє дослідити сумарні характеристики та структуру течії в діапазоні до-, транс- і надзвукових чисел Маху, аж до $M_{w1} = 1,5 \dots 1,6$. Для врахування реальних властивостей течії в рівняння руху введені додаткові члени, що моделюють дію дисипативних сил. Величини втрат і кутів відставання визначені на основі узагальнених залежностей. Для оцінки хвильових втрат запропоновано використовувати розподіли усереднених в окружному напрямі чисел Маху уздовж хорди в міжлопатевому каналі, що отримані розрахунковим шляхом. Удосконалений варіант методу розрахунку покладено в основу комплексу програм AxSym_M. Представлені результати його верифікації.

Ключові слова: перевірочний розрахунок, ступінь вісьового компресора, надзвукова течія, хвильові втрати.

IMPROVMENT OF HIGH-PRESSURE COMPRESSOR STAGE FLOW COMPUTATION METHOD

Y.F. Basov, L.G. Boyko, A.Y. Dyomin

The improved variant of axisymmetric flows computation method in the high-pressure compressor stage, which allows to explore summary performances and flow structure in the range of sub-, trans- and supersonic Mach numbers, up to $M_{w1} = 1,5 \dots 1,6$, is presented. For real flow properties consideration the additional members are entered in the equation of motion, which design influence of dissipative forces. Losses and deviation angles quantities are defined on the base of the general dependences. For shock losses estimation it is offered to use the computation distribution of averaged in the circumferential direction Mach numbers along chord in the blade-to-blade channel. The improved variant of computation method is used as the basis of programs complex AxSym_M. Results of its verification are presented.

Keywords: predicted calculation method, stage of axial compressor, supersonic flow, shock losses.

Басов Юрий Федорович – начальник Управления Главного Конструктора ОАО "Мотор Сич", Запорожье, Украина e-mail: basov@mototsich.com.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, проф., зав. каф. теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Демин Александр Евгеньевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина. e-mail: boyko@d2.khai.edu.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

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

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАБОЧЕГО ТЕЛА ФОТОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрена проблема оценки энергетических характеристик фотона как рабочего тела фотонного двигателя. Задача решена на основе гипотезы би-вещества, объектами которого в электромагнитном взаимодействии выступают фотон (ф) и магнитный монополь (м). Для этих микрочастиц получены энергетические эквиваленты, позволившие количественно оценить их основные физические параметры, в том числе и энергетические характеристики фотона. Так, впервые установлено, что фотон обладает массой $m_\phi = 8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг и при плотности вещества $\rho_\phi = 1,3624202 \cdot 10^{-28}$ кг перемещается со скоростью $v_\phi = 2,997916 \cdot 10^8$ м/с, что позволяет наиболее достоверно оценить такие энергетические параметры, как энергия и импульс фотонного двигателя.

Ключевые слова: фотонный двигатель, магнитный монополь, тахионная энергия, би-вещество.

Введение

В фотонном двигателе тяга создается за счет истечения квантов электромагнитного излучения или фотонов [1].

Для летательного аппарата это единственный известный способ достичь сколь-нибудь значительной доли световой скорости при разумных значениях числа Циолковского, характеризующего соотношение масс заправленной и пустой ракеты.

Суть фотонного двигателя состоит в использовании реакции аннигиляции вещества, в результате чего образуются фотоны, количество движения которых создает движущую силу.

Главным преимуществом такого двигателя является максимально возможная в рамках релятивистской механики скорость истечения, равная скорости света в вакууме.

Существенными недостатками двигателя этого типа выступают низкий КПД в цепи преобразования энергии от первичного источника до потока фотонов и малая изученность фотона как рабочего тела этого двигателя.

При оценке возможностей фотона в настоящее время используют соотношения релятивистской механики [2], связывающие энергию, импульс и массу частиц.

Напомним эти соотношения.

Полная энергия фотона как микрочастицы записывается в виде выражения

$$E_\phi = m_\phi c^2. \tag{1}$$

При модели фотона как электромагнитного излучения величина энергии

$$E_{ph} = hv, \tag{2}$$

где m_ϕ – масса фотона; c – скорость света; v – частота колебаний.

Постоянная Планка h , входящая в зависимость (2), может выражаться через длину волны излучения λ :

$$h = m_\phi \lambda^2 v, \tag{3}$$

которая связана со скоростью света следующим соотношением:

$$c = \lambda v. \tag{4}$$

В рамках релятивистской теории установлена взаимосвязь λ и v , входящих в выражение (4) (табл. 1).

Таблица 1
Диапазон электромагнитных излучений фотона

Диапазоны	Длина волны, м	Частота колебаний, с ⁻¹
Реликтовый (макс.)	$\lambda \approx 1 \cdot 10^{-3}$	$\nu \approx 1 \cdot 10^{11}$
Инфракрасный	$\lambda \approx 10^{-4} \dots 7,7 \cdot 10^{-7}$	$\nu \approx 10^{12} \dots 3,9 \cdot 10^{14}$
Световой	$\lambda \approx 7,7 \cdot 10^{-7} \dots 3,8 \cdot 10^{-7}$	$\nu \approx 3,9 \cdot 10^{14} \dots 7,9 \cdot 10^{14}$
Ультрафиолетовый	$\lambda \approx 3,8 \cdot 10^{-7} \dots 10^{-9}$	$\nu \approx 7,9 \cdot 10^{14} \dots 10^{17}$
Рентгеновский	$\lambda \approx 10^{-9} \dots 10^{-12}$	$\nu \approx 10^{17} \dots 10^{20}$
Гамма диапазон	$\lambda \approx 10^{-12} \dots 10^{-18}$	$\nu \approx 10^{20} \dots 10^{24}$

Важной энергетической характеристикой фотона является также величина его количества движения, оцениваемая соотношением

$$Q_\phi = m_\phi c = h/\lambda. \tag{5}$$

Используя зависимости (1) – (4) и данные табл. 1, нетрудно вычислить минимальное и максимальное значения полной энергии фотона (E_{min} ;

E_{\max}) и соответствующих масс фотона ($m_{\min}; m_{\max}$) при скорости, равной скорости света:

$$E_{\phi\min}=6,6 \cdot 10^{-22}, \text{ Дж}; \quad E_{\phi\max}=19,8 \cdot 10^{-12}, \text{ Дж};$$

$$m_{\phi\min}=0,736 \cdot 10^{-38}, \text{ кг}; \quad m_{\phi\max}=0,736 \cdot 10^{-28}, \text{ кг}.$$

Такие величины энергий проектировщики фотонных двигателей и принимают за исходные при использовании фотона как рабочего тела.

Постановка задачи

Очевидно, что в рамках существующих теорий [2] масса фотона при одинаковой скорости переменна с разницей на десять порядков, на столько же порядков разнятся и его исходные энергии.

Неясной остается природа этого объекта: с чем же он взаимодействует и с какой силой (как участник электромагнитных процессов), т.е. каковы его электрические и магнитные свойства?

Такие принципиальные неясности существенно сдерживают использование фотонов в качестве рабочего тела двигателя.

Наиболее полно энергетические характеристики фотона могут быть получены на основе гипотезы би-вещества [3], в котором фотон рассматривается [4] как частица электромагнитного взаимодействия.

Решение задачи

Гипотеза би-вещества предполагает [3], что оно образовано энергетическим объединением барионных и тахионных квантов.

При этом под барионным квантом подразумевается порция «светящегося» вещества, которой присущи наблюдаемые в настоящее время физические параметры, в том числе и скорости его взаимодействия, равные (или меньшие) скорости света.

Тахионный же квант идентифицирует вещество со скоростями взаимодействия, большими скорости света [3], [5].

В процессе реализации этой гипотезы [4], [6] установлено, что энергия, которой обладает тахионный квант, формирует не только гравитационное, но и электромагнитное взаимодействие этих квантов.

В качестве объектов этого вида взаимодействия рассматриваются фотон (ϕ) и магнитный монополю (m) как частицы барионного и тахионного квантов (рис. 1).

При получении энергетических эквивалентов (табл. 2) доказано [6], что основные электромагнитные константы, такие, как элементарный электрический заряд (e_{ϕ}), электрическая постоянная (ϵ_{ϕ}) и магнитная постоянная (μ_{ϕ}), могут быть выражены через его массу (M_{ϕ}), радиус (R_{ϕ}) и время взаимодействия (τ_{ϕ}):

$$\left\{ \begin{aligned} e_{\phi} &= \frac{M_{\phi}}{R_{\phi} \tau_{\phi}}; \\ \epsilon_{\phi} &= \frac{M_{\phi}}{R_{\phi}}; \\ \mu_{\phi} &= \frac{R_{\phi}^3 \tau_{\phi}^2}{M_{\phi}}. \end{aligned} \right. \quad (6)$$

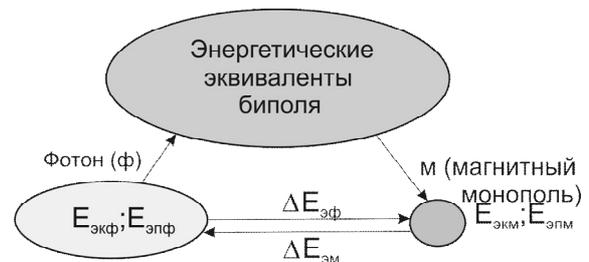


Рис. 1. Схема взаимодействия фотона (ϕ) и магнитного монополя (m): E_{ϕ} и E_{ϕ} – кинетические и потенциальные энергии фотона и магнитного монополя; ΔE_{ϕ} , ΔE_{ϕ} – работы, затрачиваемые фотоном (ϕ) и магнитным монополю (m) в электромагнитном взаимодействии

Таблица 2

Энергетические эквиваленты физических параметров фотона (ϕ) и магнитного монополя (m) [4]

Физические параметры	Энергетические эквиваленты
Радиусы взаимодействия, м	$R_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{3/4} E_{\phi}^{3/4} \Delta E_{\phi}^{1/2} \Delta E_{\phi}^{1/2}}{E_{\phi}^{3/2} E_{\phi}^{1/2}}$
Взаимодействующие массы, кг	$M_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{1/4} E_{\phi}^{3/2} \Delta E_{\phi}^{1/2}}{E_{\phi}^{3/4} E_{\phi}^{1/2} \Delta E_{\phi}^{1/2}}$ $M_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{1/4} E_{\phi}^{1/2} E_{\phi}^{1/2} \Delta E_{\phi}^{1/2}}{E_{\phi}^{3/4} \Delta E_{\phi}^{1/2}}$
Времена передачи взаимодействия, с	$\tau_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{3/8} E_{\phi}^{7/8} \Delta E_{\phi}^{5/4}}{E_{\phi}^{5/4} E_{\phi}^{3/4} \Delta E_{\phi}^{1/4}}$ $\tau_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{7/8} E_{\phi}^{3/8} \Delta E_{\phi}^{1/4} \Delta E_{\phi}^{3/4}}{E_{\phi}^{5/4} E_{\phi}^{3/4}}$
Скорости передачи взаимодействия, м/с	$v_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{3/8} E_{\phi}^{1/4} \Delta E_{\phi}^{1/4}}{E_{\phi}^{1/8} E_{\phi}^{1/4} \Delta E_{\phi}^{1/4}}$ $v_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{3/8} E_{\phi}^{1/4} \Delta E_{\phi}^{1/4}}{E_{\phi}^{1/8} E_{\phi}^{1/4} \Delta E_{\phi}^{1/4}}$
Силы взаимодействия, Н	$F_{\phi} = F_{\phi} = \frac{E_{\phi}^{3/2} E_{\phi}^{1/2} \Delta E_{\phi}^{1/2}}{E_{\phi}^{3/4} E_{\phi}^{3/4} \Delta E_{\phi}^{1/2}}$

Поскольку значения $\epsilon_{\text{ф}}$, $\epsilon_{\text{оф}}$, $\mu_{\text{оф}}$ для барионного кванта являются хорошо известными величинами [6], то, решая систему (6), получим функциональные выражения для определения массы, радиуса взаимодействия и времени прохождения взаимодействия одной из частиц электромагнитного биполя-фотона:

$$M_{\text{эф}} = \epsilon_{\text{оф}}^{1/6} \mu_{\text{ф}} e_{\text{ф}}^{5/3} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}, \text{ кг}; \quad (7)$$

$$R_{\text{эф}} = \frac{\mu_{\text{оф}} e_{\text{ф}}^{1/3}}{\epsilon_{\text{оф}}^{1/6}} = 3,9226578 \cdot 10^{-6}, \text{ м}; \quad (8)$$

$$\tau_{\text{эф}} = \epsilon_{\text{оф}}^{1/3} \mu_{\text{оф}}^{2/3} e_{\text{ф}}^{1/3} = 1,308464 \cdot 10^{-14}, \text{ с}. \quad (9)$$

Наряду с этим параметры $M_{\text{эф}}$, $R_{\text{эф}}$ и $\tau_{\text{эф}}$, согласно табл. 1, можно представить и в виде их энергетических эквивалентов:

– массы фотона

$$M_{\text{эф}} = \frac{E_{\text{эф}}^{1/4} E_{\text{эм}}^{3/2} \Delta E_{\text{эм}}^{1/2}}{E_{\text{эф}}^{3/4} E_{\text{эм}}^{1/2} \Delta E_{\text{эм}}^{1/2}} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}, \text{ кг}; \quad (10)$$

– радиуса взаимодействия

$$R_{\text{эф}} = \frac{E_{\text{эф}}^{3/4} E_{\text{эм}}^{3/4} \Delta E_{\text{эф}}^{3/2}}{E_{\text{эф}}^{3/2} E_{\text{эм}}^{1/2} \Delta E_{\text{эм}}^{1/2}} = 3,9226578 \cdot 10^{-6}, \text{ м}; \quad (11)$$

– времени прохождения взаимодействия

$$\tau_{\text{эф}} = \frac{E_{\text{эф}}^{3/8} E_{\text{эм}}^{7/8} \Delta E_{\text{эф}}^{5/4}}{E_{\text{эф}}^{5/4} E_{\text{эм}}^{3/4} \Delta E_{\text{эм}}^{1/4}} = 1,308464 \cdot 10^{-14}, \text{ с}. \quad (12)$$

Решение системы уравнений (7) – (12) дает возможность получить энергетические эквиваленты и численные значения:

– скорости взаимодействия фотона

$$v_{\text{эф}} = \frac{R_{\text{ф}}}{\tau_{\text{эф}}} = \frac{E_{\text{эф}}^{3/8} E_{\text{эм}}^{1/4} \Delta E_{\text{эф}}^{1/4}}{E_{\text{эф}}^{1/8} E_{\text{эм}}^{1/4} \Delta E_{\text{эм}}^{1/4}} = 2,9979246 \cdot 10^8, \text{ м/с}; \quad (13)$$

– элементарного электрического заряда

$$e_{\text{эф}} = \frac{M_{\text{эф}}}{R_{\text{эф}} \tau_{\text{ф}}} = \frac{E_{\text{эф}}^{17/4} E_{\text{эм}}^{3/4} \Delta E_{\text{эм}}^{5/4}}{E_{\text{эф}}^{15/8} E_{\text{эм}}^{11/8} \Delta E_{\text{эф}}^{13/4}} =$$

$$= 1,6021892 \cdot 10^{-19}, \text{ Кл}; \quad (14)$$

– электрической постоянной

$$\epsilon_{\text{оф}} = \frac{M_{\text{эф}}}{R_{\text{эф}}} = \frac{E_{\text{эф}}^9 E_{\text{эм}}^2 \Delta E_{\text{эм}}^3}{E_{\text{эф}}^{9/2} E_{\text{эм}}^{7/2} \Delta E_{\text{эф}}^8} = 8,8541878 \cdot 10^{-12}, \text{ Ф/м}; \quad (15)$$

– магнитной постоянной

$$\mu_{\text{оф}} = \frac{R_{\text{эф}}^3 \tau_{\text{эф}}^2}{M_{\text{эф}}} = \frac{E_{\text{эф}}^{15/4} E_{\text{эм}}^{15/4} \Delta E_{\text{эм}}^{15/2}}{E_{\text{эф}}^{17/2} E_{\text{эм}}^{5/2} \Delta E_{\text{эм}}^{5/2}} = 1,2566371 \cdot 10^{-6}, \text{ Гн/м}. \quad (16)$$

Если к выражениям (13) – (16) добавить условия сохранения энергий в каждом объекте

$$\Delta E_{\text{эф}} = E_{\text{эф}} - E_{\text{эфф}} \quad (17)$$

$$\Delta E_{\text{эм}} = E_{\text{эм}} - E_{\text{эпм}} \quad (18)$$

и решить систему уравнений (13) – (18) относительно неизвестных энергий, то получим

$$E_{\text{эф}} = E_{\text{эфф}} = 7,39093 \cdot 10^{-22}, \text{ Дж},$$

$$E_{\text{эм}} = E_{\text{эпм}} = 9,9999998 \cdot 10^{-1}, \text{ Дж}, \quad (19)$$

$$\Delta E_{\text{эф}} = 3,2258002 \cdot 10^{-44}, \text{ Дж},$$

$$\Delta E_{\text{эм}} = 1,0856858 \cdot 10^{-88}, \text{ Дж}.$$

Найденные таким образом значения энергий позволяют с помощью эквивалентов, 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 ($M_{\text{эф}} = M_{\text{эм}} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг), а во всем остальном коренным образом отличающимися друг от друга.

Таблица 3

Энергетические характеристики фотона (ф) и магнитного монополя (м) в условиях электромагнитного взаимодействия при T=273, 15 К [6]

Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения параметров:	
		фотона	магнитного монополя
Взаимодействующие массы	кг	$M_{\text{эф}} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$M_{\text{эм}} = 8,2234833 \cdot 10^{-39}$
Плотности вещества	кг/м ³	$\rho_{\text{эф}} = 1,3624292 \cdot 10^{-28}$	$\rho_{\text{эм}} = 3,5735782 \cdot 10^{11}$
Скорости передачи взаимодействия	м/с	$v_{\text{эф}} = 2,997916 \cdot 10^8$	$v_{\text{эм}} = 1,102735 \cdot 10^{19}$
Количества электричества	Кл	$Q_{\text{ф}} = 1,602212 \cdot 10^{-19}$	$Q_{\text{м}} = 5,2027244 \cdot 10^{80}$
Электрические напряжения	В	$U_{\text{ф}} = 4,6130012 \cdot 10^{-3}$	$U_{\text{м}} = 1,9220254 \cdot 10^{-81}$
Электрические сопротивления	Ом	$R_{\text{эф}} = 376,72474$	$R_{\text{эм}} = 4,4228968 \cdot 10^{-231}$
Электрические емкости	Ф	$C_{\text{ф}} = 3,4732819 \cdot 10^{-17}$	$C_{\text{м}} = 2,70688895 \cdot 10^{161}$
Электрические постоянные	Ф/м	$\epsilon_{\text{оф}} = 8,8543896 \cdot 10^{-12}$	$\epsilon_{\text{от}} = 2,0503342 \cdot 10^{211}$
Напряженности магнитных полей	А/м	$H_{\text{ф}} = 3,1215772$	$H_{\text{м}} = 3,2916179 \cdot 10^{199}$
Магнитные постоянные	Гн/м	$\mu_{\text{оф}} = 1,2566062 \cdot 10^{-6}$	$\mu_{\text{ом}} = 4,0108165 \cdot 10^{-250}$

Фотон, как известно, – элементарная частица, переносящая электромагнитное взаимодействие.

Скорость передачи взаимодействия фотоном, полученная на основе энергетических эквивалентов 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).

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 монополю, 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 ($v_{\phi} = 1,102735 \cdot 10^{19}$ м/с), превышающая скорость фотона почти на 11 порядков.

Плотность этой частицы предельно высока, а радиус взаимодействия ($R_{\phi} = 3205043 \cdot 10^{-50}$) весьма мал, что и делает эту частицу не наблюдаемой ни современными приборами, ни глазами живых организмов.

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 $P_{\phi} = 101325$ Па и $T_{\phi} = 273,15$ К.

Однако в природе существует немало локальных и планетарных пространств с иными значениями P_{ϕ} и T_{ϕ} . Для таких условий в работе [7] предложено оценивать взаимодействующие энергии в изохорическом ($V_{\phi} = \text{const}$) процессе.

Применительно к взаимодействию в электромагнитном биполе значения энергий его объектов представлены в зависимости от температуры фотона T_{ϕ} , что позволяет исследовать влияние температуры в изохорическом процессе на изменение энергетических характеристик частиц электромагнитного биполя (рис. 2).

Необходимо подчеркнуть, что на рис. 2 обозначения масс и скоростей соответственно равны: $M_{\phi} = m_{\phi}$, $M_{\phi} = m_{\phi}$, $v_{\phi} = v_{\phi}$ и $v_{\phi} = v_{\phi}$.

Как следует из приведенных данных, в электро-

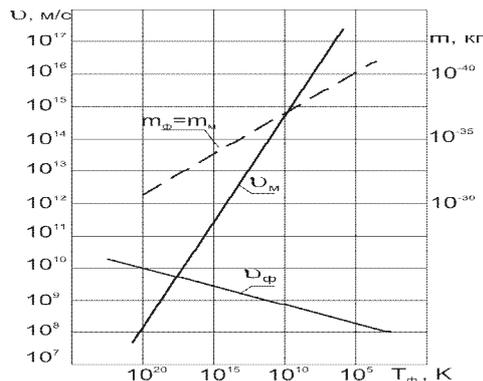


Рис. 2. Масс-скоростные характеристики фотона (φ) и магнитного монополя (m) при изменении температуры T_{ϕ}

магнитном биполе массы объектов равны друг другу и возрастают с понижением температуры. Однако скорости изменяются по-разному. Если скорость взаимодействия фотона с понижением температуры до $T_{\phi} = 273,15$ К приближается к скорости света, то v_m существенно возрастает, и при нормальной температуре на 11 порядков превышает скорость света.

Исходя из таких обстоятельств, существенно будет отличаться и количество движения этих объектов, определяемое следующими соотношениями:

$$Q_{\phi} = m_{\phi} v_{\phi}; \tag{20}$$

$$Q_m = m_m v_m. \tag{21}$$

Численные значения этих обобщенных энергетических параметров в нормальных термодинамических условиях приведены в табл. 4.

Приведенные в табл. 4 данные следует рассматривать как сравнительные возможности рабочих тел двигателей, обеспечивающих околосветовые скорости полета.

Очевидно, что по параметру количества движения магнитный монополю существенно превосходит фотон вследствие большей скорости взаимодействия. Следует лишь иметь в виду, что такое преимущество наблюдается при нормальных термодинамических условиях, т.е. при $T_{\phi} = 273,15$ К.

По мере же повышения температуры разница в скоростях и количествах движения сокращается и при $T_{\phi} = 10^{17}$ К количество движения фотона и магнитного монополя становятся равными.

Выводы

1. В работе решена задача комплексной оценки энергетических характеристик фотона как рабочего тела фотонного двигателя.

Таблица 4

Энергетические параметры фотона и магнитного монополя как рабочих тел

Энергетические параметры	Фотона	Магнитного монополя
Массы частиц $m_{\phi}, m_m, \text{ кг}$	$8,22348 \cdot 10^{-39}$	$8,22348 \cdot 10^{-39}$
Скорости взаимодействий $v_{\phi}, v_m, \text{ м/с}$	$2,997916 \cdot 10^8$	$1,102735 \cdot 10^{19}$
Количество движения $Q = mv, \text{ кг}\cdot\text{м/с}$	$2,4653265 \cdot 10^{-30}$	$9,0683491 \cdot 10^{-20}$

2. Решение задачи осуществлено на основе гипотезы би-вещества, в котором фотон и магнитный монополю рассматриваются как носители электромагнитного взаимодействия его барионного и тахионного квантов.

3. На основе предложенных энергетических моделей установлено, что фотон имеет фиксированную массу, величина которой при нормальных термодинамических условиях составляет $m_{\phi}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг со скоростью взаимодействия $v_{\phi}=2,997916 \cdot 10^8$ м/с.

4. Получили численную оценку и другие энергетические параметры фотона, такие, как магнитные постоянные, электрические емкости, количества электричества и т.п., количественно характеризующие фотон как одно из рабочих тел фотонного двигателя.

5. Гипотеза би-вещества позволила рассматривать и магнитный монополю с его масс-скоростными характеристиками ($m_m=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг и $v_m=1,102735 \cdot 10^{19}$ м/с) в качестве рабочего тела двигателя, поскольку эта микрочастица обладает количеством движения гораздо большим, чем фотон ($Q_m=9,0683491 \cdot 10^{-20}$ кг·м/с, $Q_{\phi}=2,4653265 \cdot 10^{-30}$ кг·м/с).

6. Полученные значения энергетических характеристик фотона и магнитного монополя могут служить исходными данными при разработке двигателей с околосветовыми скоростями полета.

Литература

1. Корлиес У.Р. Реактивные двигатели для космических полетов / У.Р. Корлиес. – М.: Изд-во ин. лит., 1962. – 447 с.
2. Канарев Ф.М. Начала физхимии микромира / Ф.М. Канарев. – Краснодар.: Изд-во КГУ, 2004. – 197 с.
3. Баращенко В.С. Тахионы. Частицы, движущиеся со скоростями больше скорости света / В.С. Баращенко // УФН. – 1974. – Т. 114. – С. 218-244.
4. Толмачев Н.Г. Гипотеза би-вещества как источника тахионной энергии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5(52). – С. 77-84.
5. Терлецкий Я.П. Принцип причинности и второе начало термодинамики / Я.П. Терлецкий // ДАН СССР. – 1960. – Т. 133. – С. 329-332.
6. Толмачев Н.Г. Определение параметров фотона и магнитного монополя в их электромагнитном взаимодействии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3 (50). – С. 79-84.
7. Толмачев Н.Г. Влияние термодинамических условий на изменение свойств би-вещества / Н.Г. Толмачев, А.А. Потапенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9 (56). – С. 31-34.

Поступила в редакцию 28.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕНЕРГЕТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ РОБОЧОГО ТІЛА ФОТОННОГО ДВИГУНА

М.Г. Толмачов

Розглянуто проблему оцінки енергетичних характеристик фотона як робочого тіла фотонного двигуна. Завдання вирішене на основі гіпотези бі-речовини, об'єктами якої в електромагнітній взаємодії виступають фотон (ϕ) і магнітний монополю (m). Для цих микрочастинок отримані енергетичні еквіваленти, що дозволили кількісно оцінити їх основні фізичні параметри, у тому числі й енергетичні характеристики фотона. Так, уперше встановлено, що фотон має масу $m_{\phi}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг і при густині речовини $\rho_{\phi}=1,3624202 \cdot 10^{-28}$ кг переміщується зі швидкістю $v_{\phi}=2,997916 \cdot 10^8$ м/с, що дозволяє найбільше вірогідно оцінити такі енергетичні параметри, як енергія й імпульс фотонного двигуна.

Ключові слова: фотонний двигун, магнітний монополю, тахіонна енергія, бі-речовина.

ENERGY PROPERTIES OF WORKING SUBSTANCE OF PHOTON ENGINE

N.G. Tolmachev

The problem of estimation of photon energy properties as working substance of a photon engine is surveyed. The problem is solved on the basis of bi-substance hypothesis, which objects are photon (ϕ) and magnetic monopole (m) in electromagnetic interaction. The energy equivalents which have allowed quantitative estimation of their basic physical properties, including photon energy properties are obtained for these microparticles. So, it is established for the first time, that photon has mass $m_{\phi}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ kg and at density of substance $\rho_{\phi}=1,3624202 \cdot 10^{-28}$ kg/m³ moves with speed $v_{\phi}=2,997916 \cdot 10^8$ m/s, that allows to estimate reliably such energy parameters, as energy and impulse of the photon engine.

Key words: photon engine, magnetic monopole, tachyon energy, bi-substance.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.43.016.4

В.В. ШПАКОВСКИЙ*Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина***РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ИЗНОСА ПОРШНЕЙ С КОРУНДОВЫМ ПОВЕРХНОСТНЫМ СЛОЕМ ДИЗЕЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Увеличение ресурса существующих маневровых тепловозов и уменьшение расходов на их ремонт и обслуживание является важнейшей проблемой железнодорожного транспорта. Частичное решение этой проблемы может быть достигнуто за счет оборудования дизелей тепловозов поршнями с корундовым слоем. В работе рассматриваются результаты эксплуатационных ресурсных испытаний дизеля маневрового тепловоза ЧМЭЗ, оснащенного поршнями с корундовым поверхностным слоем. Дизель, оснащенный поршнями с корундовым слоем, за 15 лет отработал более 114 тыс. моточасов без замены цилиндро-поршневой группы, что более чем в 3 раза превышает ресурс серийного дизеля.

Ключевые слова: *двигатель, дизель, маневровый тепловоз, ресурс, поршень, корундовый слой.*

Введение

Постановка проблемы. На железных дорогах Украины пристанционные, маневровые и маневрово-вывозные работы осуществляются парком маневровых тепловозов заграничного производства. Среди них тепловозы производства России занимают лишь 1,3%, а остальные – производства Чехии. Из всех маневровых тепловозов тепловозы серии ЧМЭ-3 занимают более чем 83%, что составляет около 1000 единиц. Согласно прогнозам «Укрзалізниці» парк маневровых тепловозов каждый год уменьшается, а объемы перевозок и выполнение маневровых работ увеличиваются. Кроме того, необходимо отметить, что работа транспорта сопровождается дальнейшим износом основных производственных фондов «Укрзалізниці», и в том числе их активной части, которой является тяговый подвижной состав. Так, в настоящее время износ тягового подвижного состава «Укрзалізниці» превышает в среднем 70–80%. Такое положение усугубляется уменьшением поставки локомотивов. Эта отрицательная тенденция может привести в дальнейшем к очень серьезным последствиям, таким, как отказ в эксплуатации и внеплановые ремонты, а также к безопасности движения поездов. Увеличение срока службы существующих маневровых тепловозов с одновременным повышением их надежности в работе и уменьшением расходов на их эксплуатацию, ремонт и обслуживание является важнейшей проблемой железнодорожного транспорта. Проблема повышения надежности и ресурса дизелей не является новой, и актуальность её очевидна. Она актуальна и для поршневых авиационных двигателей. На практике долговечность дизелей зависит от износостойкости деталей, лимитирующих срок службы

– гильз цилиндров, поршневых колец, поршней и шеек коленчатого вала. Нерешённой частью общей проблемы является повышение ресурса деталей цилиндро-поршневой группы тепловозных дизелей.

Способы решения проблемы. Проблему можно решить обновлением тягового подвижного состава, в частности, маневровых тепловозов, однако это требует значительных капитальных вложений, связанных с приобретением тягового подвижного состава за границей или с разработкой и организацией производства их в Украине. Одним из перспективных научных направлений повышения надёжности и долговечности дизелей является применение износостойких и теплостойких покрытий на деталях цилиндропоршневой группы (ЦПГ). Значительное преимущество перед различными типами покрытий имеет образование корундового слоя на рабочих поверхностях камеры сгорания, а с эксплуатационной точки зрения, наилучшие результаты получены при использовании поршней с корундовым поверхностным слоем. На наш взгляд, частичное решение этой проблемы может быть достигнуто за счет оборудования дизелей тепловозов поршнями с корундовым слоем [1 – 4].

Анализ публикаций. На Оренбургском Локомотиворемонтном заводе уже несколько лет проводят модернизацию дизелей К6S310DR, что позволило увеличить ресурс до первой переборки с 18 месяцев до 24 месяцев. Модернизация заключается в установке новых трубопроводов масляной и водяной системы, самоочищающихся фильтров, водо и масло охладителей, маслоперекачивающего насоса и т.д. О модернизации цилиндропоршневой группы не упоминается [1].

Цели и задачи исследований. Целью данной работы является исследование ресурса дизелей ма-

невровых тепловозов Чешского производства ЧМЭ-3 с поршнями с корундовым поверхностным слоем в процессе длительной эксплуатации. Для достижения этой цели были решены следующие задачи:

– осуществлена гальваноплазменная обработка рабочих поверхностей шести новых поршней, которые были установлены в дизель тепловоза ЧМЭ-№6830 при проведении ТР-3;

– в течение 15 лет осуществлялось наблюдение за работой дизелей этих тепловозов и измерение износа деталей ЦПГ при проведении ТР-3.

Обоснование научных и практических результатов

В феврале 1993 г. во время проведения ТР-3 в дизель K6S310DR №41103/752 выпуска 11.1989г. тепловоза ЧМЭ-3 №6830 были установлены опытные поршни с корундовым поверхностным слоем. Тепловоз прошел обкатку и реостатные испытания, которые показали соответствие всех рабочих характеристик техническим условиям. С марта 1993 г. тепловоз передан в маневровую работу с одновременным проведением эксплуатационных испытаний, по согласованию со службами «Укрзалізниці». При проведении текущих ремонтов в 1994, 1997, 1999, 2002 и 2005 г. производились осмотры и замеры параметров ЦПГ дизеля. После наработки 93660 моточасов, в сентябре 2005 г., во время проведения ТР-3 дизель был разобран, детали ЦПГ были осмотрены и проведен микрометраж поршней с корундовым слоем [1, 2, 3]. Износ головки, кольцевых канавок и цилиндрической части поршней практически отсутствовал, а на днище поршней не было нагара. После наработки 114676 моточасов стал заметен незначительный износ корундового слоя на цилиндрической части поршня, а на цилиндрической части головки, кольцевых канавках и на днище появился нагар толщиной 50-80 мкм. Залегания колец не было. На всех поршнях виден корундовый слой на цилиндрической части поршня и постепенный рост толщины нагара со стороны пальцевого отверстия на поверхности без корундового слоя. Рабочая часть цилиндрической поверхности не имеет царапин и задиров (рис. 1). Во время проведения ТР-3 в декабре 2008г. был произведен микрометраж цилиндропоршневой группы. Результаты измерений поршней приведены в табл. 1.

Изменение диаметров поршней в процессе эксплуатации приведено на рис. 2.

До наработки 93660 моточасов наиболее интенсивно изнашивались третий и пятый поршни, а износ первого, второго и шестого поршней происходил медленнее. После наработки 93660 моточасов начал происходить ускоренный износ первого, второго и третьего поршней (рис. 3). Наибольший износ цилиндрической части имеют четвертый и пятый поршни.

Величина износа цилиндрической части 4 поршня составила около 120 мкм, а пятого поршня – 180 мкм. Однако размеры цилиндрической части поршней опытного дизеля находятся в пределах допустимых значений. После контрольного осмотра они были установлены в тот же дизель для дальнейшей маневровой работы.



Рис. 1. Поршень с корундовым слоем после наработки 114676 моточасов

Таблица 1
Результаты измерений поршней дизеля тепловоза ЧМЭ-3 №6830

Расстояние от среза юбки, мм	Диаметр юбки поршня перпендикулярно оси пальца, мм		
	Поршень № 0237 (№1)		
	20.02.93г. T=10°C	29.09.05г. T=20°C	25.12.08г. T=4°C
270	309,35	309,35	309,35
170	309,57	309,57	309,52
50	309,65	309,62	309,55
Поршень №02862 (№2)			
270	309,46	309,46	309,43
170	309,56	309,56	309,53
50	309,65	309,60	309,55
Поршень №1033 (№3)			
270	309,20	309,21	309,21
170	309,50	309,45	309,34
50	309,70	309,53	309,52
Поршень №8010 (№4)			
270	309,20	309,41	309,20
170	309,60	309,56	309,57
50	309,65	309,60	309,60
Поршень №5994 (№5)			
270	–	309,43	309,43
170	309,56	309,56	309,50
50	309,65	309,53	309,53
Поршень №0287 (№6)			
270	–	309,35	309,35
170	309,60	309,57	309,52
50	309,65	309,62	309,57

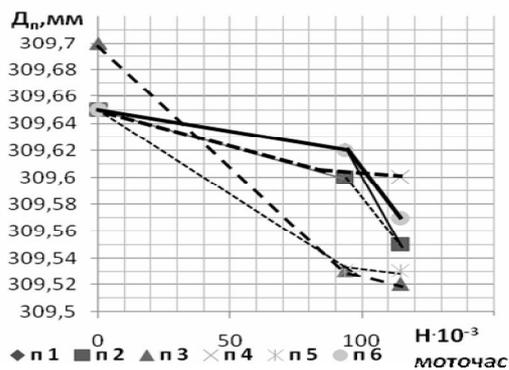


Рис. 2. Размеры цилиндрической части поршней дизеля тепловоза ЧМЭ-3 №6830, в период наработки до 114676 моточасов

Выводы

1. До проведения исследований опытный дизель тепловоза отработал 23114 моточасов с 11.89 г. по 02.1993 г.

2. При проведении ТР-3 02.1993 г. в дизеле были заменены на новые гильзы в 5 и 6 цилиндрах и установлены опытные поршни с корундовым слоем во все 6 цилиндров.

3. За время ресурсных эксплуатационных испытаний дизель с опытными «корундовыми» поршнями отработал 114676 моточасов, что значительно больше, чем серийный дизель, и без замены ЦПП продолжается его дальнейшая эксплуатация.

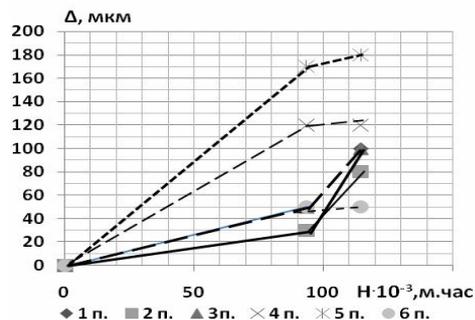


Рис. 3. Зависимость величины износа цилиндрической части поршней от наработки до 114676 моточасов

Литература

1. Теслик А.Г. Повышение надёжности и долговечности тягового подвижного состава импортного производства с учётом экологических требований / А.Г. Теслик, В.В. Шпаковский // «Технологии ремонта машин и механизмов РЕМОНТ-98»: Междунар. конф. Ч.1. – К.: Знание, 1998. – С. 25-27.
2. Шпаковский В.В. Поршни с корундовой поверхностью / В.В. Шпаковский // «Технологии ремонта машин и механизмов РЕМОНТ-98»: Междунар. конф. Ч.2. – К.: Знание, 1998. – С. 63-64.
3. Повышение ресурса цилиндро-поршневой группы тепловозного дизеля образованием корундового слоя на поверхности поршней / В.В. Шпаковский, А.П. Марченко и др. // Локомотив информ. – 2007. – №1. – С. 28-30.

Поступила в редакцию 20.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. двигателей внутреннего сгорания В.Г. Дьяченко, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ЗНОШУВАННЯ ПОРШНІВ З КОРУНДОВИМ ПОВЕРХНЕВИМ ШАРОМ ДИЗЕЛЬНОГО ДВИГУНА

В.В. Шпаковський

Збільшення ресурсу існуючих маневрових тепловозів і зменшення витрат на їхній ремонт й обслуговування є найважливішою проблемою залізничного транспорту. Часткове рішення цієї проблеми може бути досягнуте за рахунок оснащення дизелів тепловозів поршнями з корундовим шаром. У роботі розглядаються результати експлуатаційних ресурсних випробувань дизеля маневрового тепловоза ЧМЕЗ, оснащеного поршнями з корундовим поверхневим шаром. Дизель, оснащений поршнями з корундовим шаром, за 15 років відробив більше 114 тис. мотогодин без заміни цилиндро-поршневої групи, що більш ніж в 3 рази перевищує ресурс серийного дизеля.

Ключові слова: Двигун, дизель, маневровий тепловоз, ресурс, поршень, корундовий шар.

RESULTS OF RESEARCHES OF DETERIORATION OF PISTONS WITH CORUNDUM A SUPERFICIAL LAYER OF A DIESEL ENGINE OF DIESEL ENGINE

V.V. Shpakovsky

The increase in a resource of existing shunting diesel locomotives and reduction of charges by their repair and service is the major problem of a railway transportation. The partial decision of this problem can be achieved due to the equipment of diesel engines of diesel locomotives by pistons with corundum a layer. In work results of operational resource tests of a diesel engine of the shunting diesel locomotive ЧМЕЗ equipped with pistons with corundum by a superficial layer are considered {examined}. The diesel engine equipped with pistons with corundum a layer for 15 years has fulfilled more 114676 motor-hours without replacement of cylinder-piston group, that more than in 3 times exceeds a resource of a serial diesel engine.

Key words: the Engine, a diesel engine, a shunting diesel locomotive, a resource, the piston, corundum a layer.

Шпаковский Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, ст. научн. сотр. каф. двигателей внутреннего сгорания, Национальный технический университет «ХПИ», e-mail: Shpak70@rambler.ru.

УДК 621.44.533

Ю.Ф. БАСОВ¹, Н.В. ПИЖАНКОВА²¹ ОАО «Мотор Сич», Запорожье² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ РАБОЧЕМ КОЛЕСЕ

Представлены результаты верификации усовершенствованного комплекса программ AxSum_M, который позволяет проводить поверочный расчет до-, транс- и сверхзвуковых осесимметричных течений в ступенях осевых компрессоров, а также получать их суммарные характеристики в широком диапазоне режимов по числам Маха на входе вплоть до $M_{W1} = 1,5 \dots 1,6$. В качестве объекта исследования выбрано рабочее колесо ступени STAGE 37, спроектированное и испытанное в NASA Lewis Research Center. Проведено сопоставление результатов расчета суммарных характеристик, а также радиальных энтальпий полных давлений, температур, углов и чисел Маха потока на входе и выходе из рабочего колеса с опытными данными. Показано их удовлетворительное согласование.

Ключевые слова: сверхзвуковое течение, поверочный расчет, сопоставление с экспериментальными данными.

Введение

В практике современного авиадвигателестроения все большее распространение получают высоконапорные компрессорные ступени, течение в которых характеризуется высокими сверхзвуковыми значениями скоростей потока в относительном движении в периферийных сечениях. Использование таких ступеней в конструкциях ГТД позволяет существенно снизить габаритные размеры и, соответственно, массу изделия в целом. Проектирование сверхзвуковых ступеней является сложной комплексной задачей, включающей вопросы газодинамики, прочности и технологии изготовления.

Не касаясь других аспектов, следует отметить, что сама по себе газодинамическая часть процесса проектирования сверхзвуковых ступеней достаточно трудна в реализации, что связано с предъявляемыми противоречивыми требованиями обеспечения высоких значений степени повышения давления, высокой эффективности ступеней при достаточных запасах газодинамической устойчивости. В силу этого необходимость получения рациональных параметров лопаточных венцов определяет проведение большого объема расчетных работ.

В процессе проектирования высоконапорных ступеней большая роль отведена методам расчетных исследований, начиная от наиболее простых одномерных (расчет по среднему радиусу) до наиболее сложных методов расчета пространственного течения с использованием системы уравнений Навье-Стокса. Большой объем вычислений выполняется с

помощью методов расчета двумерного течения при решении как обратной, так и прямой задачи теории турбомашин.

В Национальном аэрокосмическом университете "ХАИ" создан ряд методов расчета осесимметричных течений в компрессорных машинах [1 – 4].

Усовершенствованный метод расчета, представленный в [5], и реализующий его комплекс программ AxSum_M позволяют проводить поверочный расчет до-, транс- и сверхзвуковых осесимметричных течений в ступенях осевых компрессоров, а также получать их суммарные характеристики в широком диапазоне режимов по числам Маха на входе, вплоть до $M_{W1} = 1,5 \dots 1,6$. Применение при расчете мелких сеток, а также использование пакетов пространственного твердотельного моделирования при подготовке исходных данных позволяет детально описать лопаточные поверхности, а также учесть парусность, стреловидность, навал лопаток в окружном направлении и другие особенности пространственного профилирования, используемые при профилировании ступеней.

В данной статье представлены результаты верификации усовершенствованного метода расчета [5] и соответствующего комплекса программ AxSum_M.

Постановка задачи исследования

Практическое использование расчетных методов исследования предполагает их предварительную тщательную верификацию путем сопоставления с опытными данными.

Объектом исследования является высоконапорное сверхзвуковое рабочее колесо ступени, спроектированной и испытанной в NASA Lewis Research Center. Колесо обеспечивает на расчетной частоте вращения на режиме максимума КПД степень повышения полного давления $\pi_{рк}^* = 2,05$.

Целью данного исследования является получение суммарных характеристик рабочего колеса на расчетной частоте вращения, анализ структуры течения в нем и сопоставление полученных результатов с экспериментальными данными. Выбор данного рабочего колеса определен не только тем, что оно имеет высокую нагруженность и соответствующий уровень скоростей набегающего потока, но и наличием значительного количества экспериментальных данных, представленных в работе [6].

Результаты расчета

Исследуемая проточная часть, представленная на рис. 1 в соответствии с работой [7], имеет постоянный средний диаметр, относительный диаметр втулки на входе $\bar{d}_{вт} = 0,7$, удлинение лопатки рабочего колеса $h/b = 1,26$. Колесо содержит 36 лопаток, густота решетки в периферийном сечении $b/t = 1,3$. Профили сечений лопатки получены с использованием МСА – технологии. Относительное число Маха на входе в РК на расчетном режиме меняется от 1,493 на периферии до 1,125 на втулке.

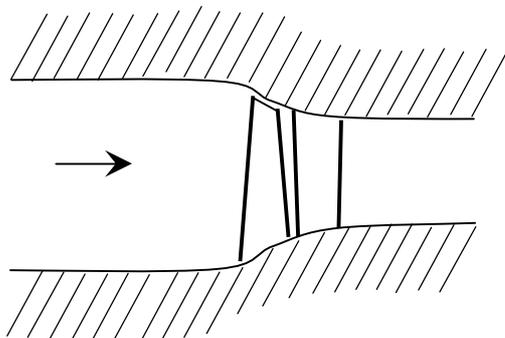


Рис. 1. Схема проточной части ступени для испытания ступени STAGE 37 [7]

Необходимая для подготовки исходных данных информация о геометрических параметрах проточной части и лопаток рабочего колеса, а также условиях на входе представлена в работе [7].

На рис. 2 приведена суммарная характеристика рабочего колеса в виде зависимостей изоэнтальпического КПД (рис. 2, а) и степени повышения полного давления (рис. 2, б) от расхода воздуха через РК, полученная на режиме $\bar{n} = 1,0$. Маркерами нанесены результаты экспериментальных исследований NASA [6], сплошной линией – результаты расчета по ПК AxSym_M.

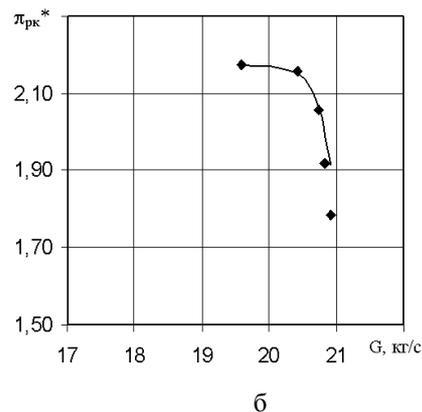
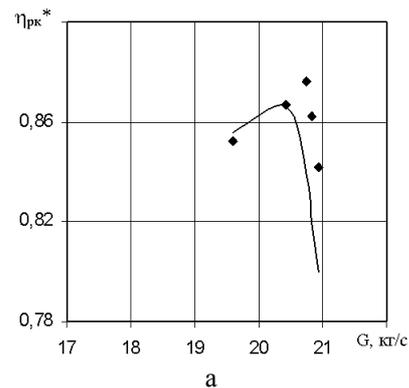


Рис. 2. Характеристика рабочего колеса ступени STAGE 37

На рис. 3 приведены полученные в расчете распределения меридиональной составляющей скорости W_m и углов потока на входе β_1 (сплошная линия) и выходе β_2 (штриховая линия) из лопаточного венца по радиусу для трех режимов по расходу при $\bar{n} = 1,0$ в сопоставлении с экспериментальными данными.

На рис. 4 показаны радиальные эпюры чисел Маха потока в относительном движении в сечениях на входе (сплошная линия) и выходе (штриховая линия) из лопаточного венца. Для всех рассмотренных режимов получено удовлетворительное согласование расчетных и опытных радиальных эпюр параметров.

Блок обработки результатов расчета кроме радиальных эпюр параметров потока на входных и выходных кромках лопаточного венца и интегральных параметров рабочего колеса, ступени или многоступенчатого компрессора (в зависимости от решаемой задачи) позволяет получить поля газотермодинамических параметров потока (например, чисел Маха, давлений и т.п.) в межлопаточном канале, а также их изменение вдоль линий расчетной сетки вдоль проточной части.

Структура осредненного в окружном направлении течения на различных режимах по расходу при $\bar{n} = 1,0$ показана на рис. 5 в виде изолиний чисел Маха. Приведенное распределение изолиний чисел Маха, посчитанных по относительной скорости по-

тока, M_w в лопаточном венце в меридиональной плоскости на трех представленных режимах, позволяет сделать вывод о том, что профилирование рассматриваемого рабочего колеса обеспечивает равномерное торможение потока при отсутствии градиента давления в радиальном направлении. Скачок уплотнения по мере снижения расхода смещается к входу в лопаточный венец. Представленные изолинии позволяют получить значения чисел Маха в любой точке межлопаточного канала, а также их распределение вдоль линий расчетной сетки.

Заключение

1. Представлены результаты верификации усовершенствованного варианта метода поверочного расчета течения в высоконагруженных компрессорных ступенях.
2. В качестве объекта исследования выбрано рабочее колесо ступени STAGE 37, спроектированное и испытанное в NASA Lewis Research Center.
3. Показано удовлетворительное согласование результатов расчета и опытных данных.

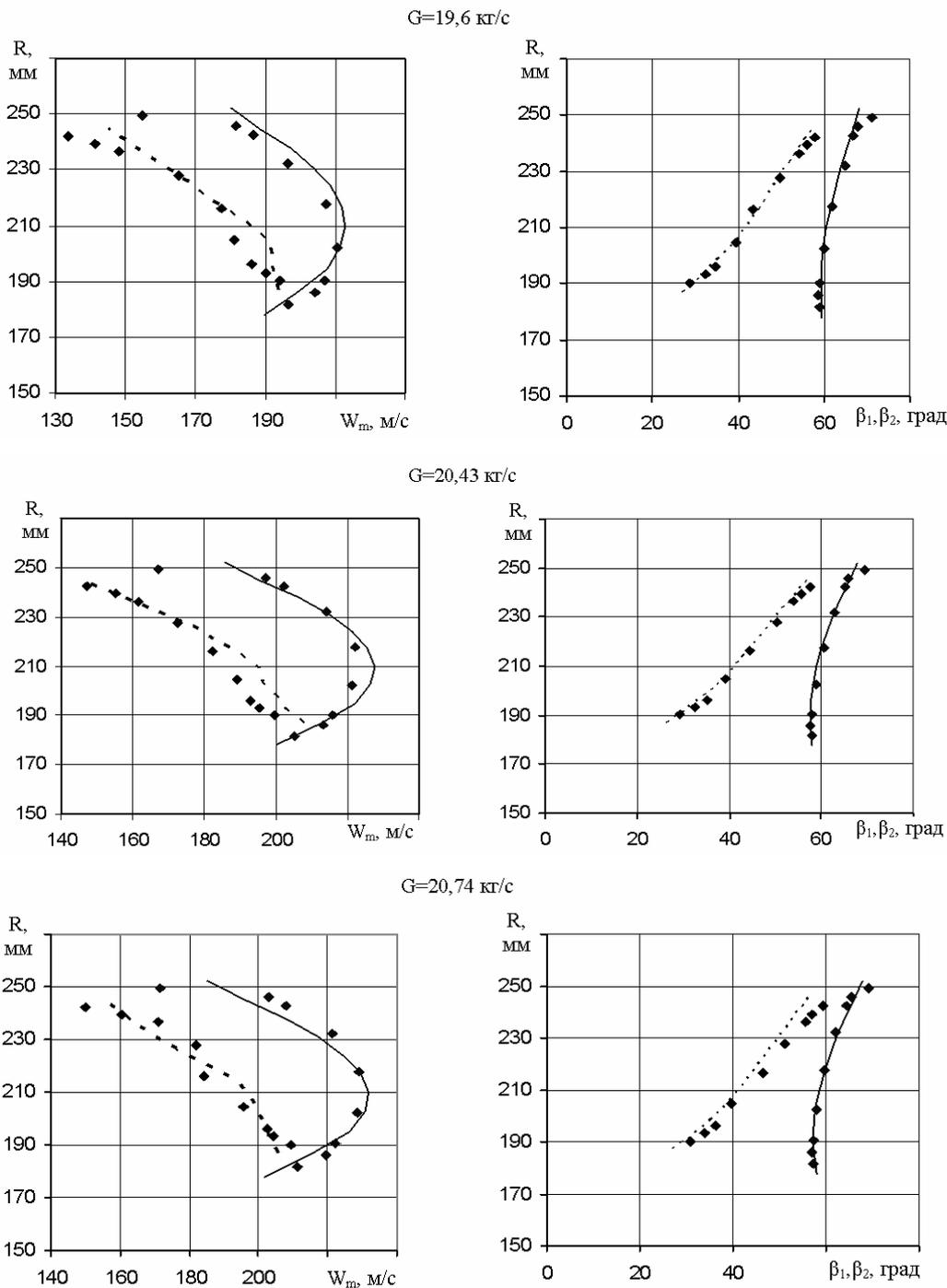


Рис. 3. Распределения параметров потока по радиусу в рабочем колесе при $n=100\%$

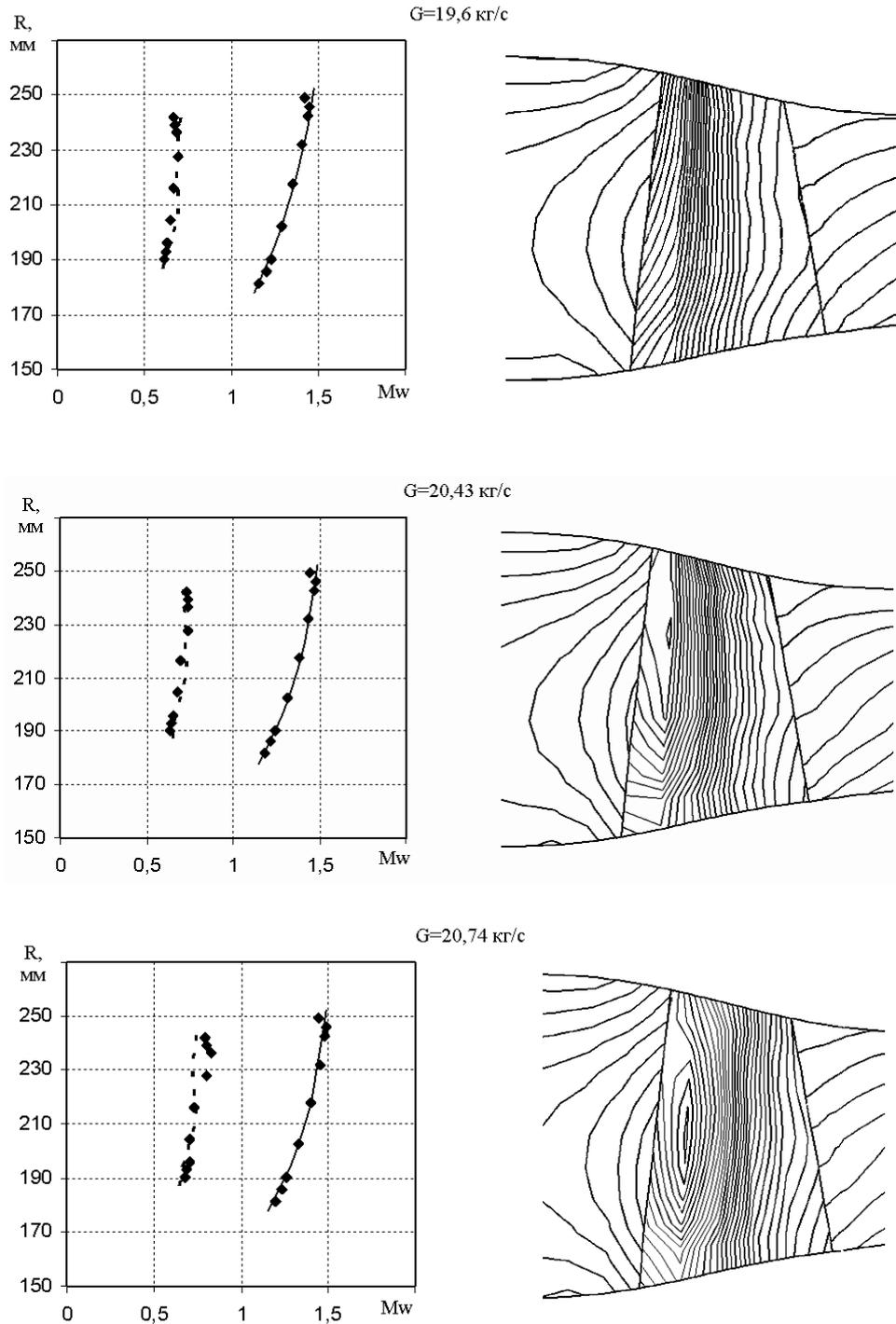


Рис. 4. Распределения M_w по радиусу в рабочем колесе при $n=100\%$

Рис. 5. Изолинии чисел Маха в рабочем колесе при $n=100\%$

Литература

1. Бойко Л.Г. Метод расчета до- и трансзвуковых течений в осевых компрессорных ступенях / Л.Г. Бойко, М.А. Ковалев // Прогресс-Технология-Качество: Тр. Втор. Конгр. авиадвигателестроителей Украины. – Киев-Харьков-Рыбачье, 22-25 сентября 1997г. – С. 145-148.

2. Метод поверочного расчета в проточной части центробежного компрессора и его апробация / Л.Г. Бойко, А.Е. Демин, Е.С. Барышева, К.В. Фесенко, Ю.С. Бухолдин, В.Н. Довженко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – №2(18). – С. 42-48.

3. Барышева Е.С. Расчетный анализ структуры течения и суммарных характеристик центро-

бежных компрессорных ступеней с осерадиальными лопатками / Е.С. Барышева, Л.Г. Бойко // Вестник двигателестроения. – 2008. – №3. – С. 91-98.

4. Бойко Л.Г. Исследование структуры течения и суммарных характеристик многоступенчатых осевых компрессоров и их элементов с помощью комплекса методов поверочного расчета / Л.Г. Бойко, А.Е. Дёмин // Компрессорная техника и пневматика. – 2005. – № 3. – С. 28-32.

5. Басов Ю.Ф. Совершенствование метода расчета течения в высоконапорной компрессорной ступени / Ю.Ф. Басов, Л.Г. Бойко, А.Е. Дёмин //

Авиационно-космическая техника и технология – 2009. – № 2 (59). – С. 63-68.

6. Reid Lonnie Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor With Rotor and Stator Aspect Ratios of 1.19 and 1.26, Respectively, and With Design Pressure Ratio of 2.05/ Lonnie Reid, Royce D. Moore // NASA Technical Paper 1659. – 1980. – 104 p.

7. Reid Lonnie Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor / Lonnie Reid, Royce D. Moore // NASA Technical Paper 1337. – 1978. – 132 p.

Поступила в редакцию 12.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, ст. научн. сотр., профессор каф. 401 А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕЧІЙ В НАДЗВУКОВОМУ РОБОЧОМУ КОЛЕСІ

Ю.Ф. Басов, Н.В. Піжанкова

Представлені результати верифікації удосконаленого комплексу програм AxSym M, який дозволяє проводити перевірочний розрахунок до-, транс- і надзвуків вісьосиметричних течій в ступенях вісьових компресорів, а також одержувати їх сумарні характеристики в широкому діапазоні режимів по числах Маха на вході аж до $M_{W1} = 1.5 \dots 1.6$. В якості об'єкту дослідження вибрано робоче колесо ступеня STAGE 37, що спроектоване та випробуване в NASA Lewis Research Center. Проведено зіставлення результатів розрахунку сумарних характеристик, а також радіальних епіюр повного тиску, температур, кутів і чисел Маху потоку на вході і виході з робочого колеса з дослідними даними. Показано їх задовільне узгодження.

Ключові слова: надзвукова течія, перевірочний розрахунок, зіставлення з експериментальними даними.

SUPERSONIC ROTOR FLOW COMPUTATION RESEARCH

Y.F. Basov, N.V. Pigankova

The verification results of improved program complex AxSym_M, which allows to conduct test computation of sub-, trans- and supersonic axisymmetric flows in the axial compressors stages and also to get their total performances in the wide range of entrance Mach numbers modes up to $M_{W1} = 1.5 \dots 1.6$ are presented. As an object of research a rotor of the stage 37 designed and tested in NASA Lewis Research Center is chosen. The results comparison of computation summary performances and also total pressures, total temperatures radial distributions, flow angles and Mach numbers on the entrance and exit from the rotor with the experimental data are conducted. Their satisfactory concordance is shown.

Keywords: supersonic flow, predicted calculation, comparison with experimental data.

Басов Юрий Федорович – начальник Управления Главного Конструктора ОАО "Мотор Сич", Запорожье, Украина e-mail: basov@mototsich.com.

Піжанкова Наталья Владимировна – студентка факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

УДК 681.325

Н.Н. ПОНОМАРЕНКО

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

МЕТОД СЛЕПОЙ ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК АДДИТИВНОГО ГАУССОВА ШУМА С НЕРАВНОМЕРНЫМ СПЕКТРОМ

Предложен новый эффективный метод слепой оценки характеристик аддитивного Гауссова шума на изображениях. Оценивание параметров шума осуществляется в пространстве коэффициентов дискретного косинусного преобразования (ДКП). Итогом работы метода является матрица оценок дисперсии шума для коэффициентов ДКП, которую можно использовать как для автоматического определения порогов фильтра для подавления шума, так и в методах оценки качества изображений при отсутствии эталона. Показано, что метод обеспечивает хорошую точность оценки параметров шума даже для изображений, на которых отсутствуют однородные участки.

Ключевые слова: слепая оценка параметров, пространственно коррелированный шум, фильтрация шума.

Введение

Постановка проблемы. Изображения, формируемые системами дистанционного зондирования Земли [1], содержат шум, причинами возникновения которого являются несовершенство аппаратуры регистрации изображений, свойства среды распространения сигнала и самого сигнала. При этом постоянное возрастание требований к системам формирования изображений и конкуренция между их разработчиками приводит к тому, что большинство существующих систем работают на пределе разрешающей способности и формируют изображения с высокой степенью корреляции между соседними пикселями. При этом шум, присутствующий на изображениях, становится пространственно коррелированным, что значительно усложняет задачу его анализа и подавления.

Анализ литературы. Знание параметров шума требуется при решении многих задач обработки и анализа изображений, поэтому задаче их слепой оценки уделяется большое внимание в научной литературе в течение последних двух десятилетий.

При определении параметров шума на изображении приходится каким-либо образом отделять шумовую составляющую от информационной, наличие которой приводит к завышению оценок дисперсии шума. Например, в [2] для этого используется критерий информативности участков изображений, а в [3] – предварительная сегментация для выделения однородных участков. Полностью исключить при этом информационную составляющую из последующего анализа не удастся, поэтому в дальнейшем используют различные робастные оценки, например, мириадную оценку [4].

Одним из перспективных подходов к слепой оценке параметров шума является анализ параметров шума в области спектральных коэффициентов ДКП [5]. ДКП способно для локальных участков изображения хорошо декоррелировать значения пикселей изображения. При этом информационная составляющая оказывается, в основном, сосредоточенной в области низких частот, а шумовая – в области высоких частот. Наиболее совершенные методы, основанные на этом подходе [6], способны, в отличие от остальных методов, обеспечивать точную оценку дисперсии шума даже для сильнотекстурированных изображений.

Большинство эффективных методов слепой оценки параметров шума исходят из предположения, что шум является пространственно некоррелированным и аддитивным Гауссовым. Для мультипликативного шума и негауссова, например, Пуассоновского или Рэлеевского шумов, можно использовать гомоморфные преобразования для приведения шума к аддитивному виду. Проблема же коррелированности шума [7], усугубляющаяся тем, что большинство изображений на практике содержат именно пространственно коррелированный шум, не решается так просто. Наиболее точные методы, основанные на ДКП [6], для пространственно коррелированного шума являются полностью неработоспособными. Традиционные методы, работающие в пространственной области [8, 9], являются более устойчивыми к шуму с неравномерным спектром, но не эффективны для изображений с большим количеством текстур и мелких деталей, что опять таки характерно для практических ситуаций.

Цель исследования. В данной работе предлагается новый метод оценки параметров шума, осно-

ванный на анализе коэффициентов ДКП разностей подобных блоков изображения, и эффективный, в том числе, и для шума с неравномерным спектром.

1. Описание предлагаемого метода

Предлагаемый метод оценки параметров шума основывается на двух свойствах реальных изображений. Первым свойством изображений является их самоподобие. Это свойство проявляется в том, что для многих участков изображения с большой вероятностью можно найти другие участки этого же изображения, которые будут отличаться от них незначительно.

Будем находить разницу между блоками изображения **A** и **B** как среднеквадратическую ошибку между ними:

$$\text{СКО}(\mathbf{A}, \mathbf{B}) = \frac{1}{2MN} \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N (A_{ij} - B_{ij})^2, \quad (1)$$

где M, N – размеры блока изображения по вертикали и горизонтали.

Тогда можно предположить, что на изображении найдутся такие сочетания блоков **A** и **B**, для которых $\text{СКО}(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ будет отличаться от дисперсии присутствующего шума σ^2 гораздо меньше, чем собственно дисперсии σ_A^2 блока **A** и σ_B^2 блока **B**. Вероятность этого будет тем больше, чем больше самоподобие изображения, и тем меньше, чем больше шумоподобность изображения. При этом оценивание дисперсии шума по разнице между такими блоками **A** и **B** будет более точным, чем просто по значениям пикселей этих блоков.

Второе свойство реальных изображений заключается в том, что ДКП, примененное для относительно небольших блоков, способно хорошо декоррелировать значения пикселей изображения. При этом остаточная корреляция между значениями спектральных коэффициентов ДКП является небольшой. Этот факт используется в [6] для отсеивания локально активных участков изображения. В результате анализа низкочастотных коэффициентов ДКП отбрасываются наиболее локально активные блоки. По оставшимся блокам анализируются остальные коэффициенты ДКП и по ним вычисляется оценка дисперсии шума. При этом, благодаря малой корреляции между низкочастотными и высокочастотными коэффициентами ДКП удается избежать занижения оценки дисперсии шума в результате отбрасывания локально активных участков на гладких изображениях.

Кратко, предлагаемый метод заключается в следующем. Все коэффициенты ДКП блока 8×8 пикселей разделяются на две половины по 32 коэффициента. По первой части находится какое-то количество

пар блоков изображения **A** и **B** с наименьшими значениями $\text{СКО}(\mathbf{A}, \mathbf{B})$. Затем каким-либо робастным методом для разниц **A-B** вычисляется оценка дисперсии шума для каждого из второй части коэффициентов. Затем половины коэффициентов ДКП меняются местами и аналогичным образом вычисляются оценки дисперсии шума для первой части коэффициентов ДКП. Чтобы обеспечить устойчивость метода к пространственно коррелированному шуму, проверка подобия осуществляется только для блоков **A** и **B**, отстоящих друг от друга на какое-то минимальное расстояние g или дальше.

Опишем предлагаемый метод более подробно.

1. Выбирается базовый размер блоков для метода. Здесь будет использоваться размер блоков 8×8 пикселей, так как при этом повышается вероятность нахождения подобных блоков и затрачивается меньше времени на поиск подобия. В то же время заслуживает исследования и использование блоков 8×16 , 16×8 , 16×16 , особенно для изображений с высоким разрешением.

2. Задается случайная маска δ , имеющая значения 0 и 1, которая разделяет коэффициенты ДКП на две равные половины. Значение маски, равное 1 относит коэффициент к первой половине, а 0 - ко второй половине.

3. Для каждого блока изображения **A** (положения скользящего окна 8×8 пикселей) вычисляется его подобие по отношению ко всем блокам **B** в его окрестности, расстояние до которых $R(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ больше g_1 и меньше g_2 . Расстояние $R(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ вычисляется как $\max(\Delta X - \Delta Y, \Delta X + \Delta Y)$, где ΔX , ΔY и ΔX , ΔY - координаты X и Y левых верхних углов блоков **A** и **B**. Рекомендуемыми значениями g_1 и g_2 являются $g_1=3$ и $g_2=10$. Увеличение g_1 приведет к повышению устойчивости метода к наличию коррелированного шума. Увеличение g_2 приведет к возрастанию времени анализа изображения и к повышению точности полученных результатов. Подобие между блоками **A** и **B** вычисляется в области коэффициентов ДКП согласно (1) и с учетом маски δ :

$$\text{СКОД}(\mathbf{A}, \mathbf{B}) = \frac{1}{MN} \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N \delta_{ij} (A_{ij} - B_{ij})^2,$$

где \mathbf{AD} и \mathbf{BD} соответственно результаты ДКП для блоков **A** и **B**.

4. В массиве **D** запоминаются K результатов ДКП(**A-B**) соответствующих наименьшим найденным значениям $\text{СКОД}(\mathbf{A}, \mathbf{B})$. Рекомендуемым значением K для изображений размера 512×512 пикселей является $K=1025$.

5. В результате выполнения шагов 1-4 для каждой пары индексов коэффициентов ДКП имеется K значений коэффициентов. Значения коэффициентов, для которых δ равна 1, являются результатом поиска

наименьших значений и их нельзя использовать для оценки параметров шума. Остальные же коэффициенты, для которых δ равна 0, в идеальном случае (для абсолютно подобных блоков изображения) будут соответствовать шумовой компоненте. На практике же значительная часть из этих коэффициентов может соответствовать информационной составляющей, что приведет к увеличению тяжести хвостов в распределении коэффициентов. Поэтому в качестве оценки $\hat{\sigma}_{ij}^2$ для каждого коэффициента с $\delta_{ij}=0$ предлагается брать устойчивую оценку

$$\hat{\sigma}_{ij}^2 = (1,483 \text{med}\{|D(1)_{ij}|, |D(2)_{ij}|, \dots, |D(K)_{ij}|\})^2 / Tg,$$

где 1,483 - поправочный коэффициент. Можно оценивать также длину хвостов распределения и, таким образом, достоверность полученной оценки. Оценку можно считать достоверной, если

$$\text{med}\{|D(1)_{ij}|, \dots, |D(K)_{ij}|\} \leq \max\{|D(1)_{ij}|, \dots, |D(K)_{ij}|\} / Tg.$$

Рекомендуемым значением Tg является $Tg=6$.

6. После выполнения шагов 1-5 имеются оценки $\hat{\sigma}_{ij}^2$ для половины коэффициентов ДКП блока. Маска δ инвертируется ($\delta_{\text{new}} = 1 - \delta$) и шаги 1-5 повторяются еще раз, в результате чего оценки $\hat{\sigma}_{ij}^2$ имеются уже для всех коэффициентов блока.

7. Значения недостоверных оценок $\hat{\sigma}_{ij}^2$ могут быть заменены наименьшей достоверной оценкой ближайших коэффициентов матрицы. Если общее число недостоверных оценок превышает, например, 50%, то может быть принято решение о нецелесообразности использования данного метода для оценки параметров шума на данном изображении.

После окончания работы метода имеется матрица оценок $\hat{\sigma}_{ij}^2$ размера 8×8 , то есть значения дисперсии шума отдельно для каждого коэффициента ДКП блока. Ее можно использовать, например, для автоматического вычисления порогов обнуления для каждого спектрального коэффициента ДКП в одном из наиболее эффективных на данный момент фильтров, основанном на ДКП [10, 11]. В задаче слепой оценки визуального качества изображения (при отсутствии эталонного изображения) эту матрицу можно напрямую использовать с весами, полученными в соответствии с функцией чувствительности контраста [12].

2. Анализ эффективности предложенного метода

Проведем сравнение эффективности предложенного метода (BENNS) с методами RDCT [6] (этот метод оценивает дисперсию шума в области коэффициентов ДКП и является наилучшим для случая бело-

го шума), AIQRF [8] (один из наилучших методов оценки параметров шума в пространственной области), PGE [13] (метод оценки шума в области коэффициентов дискретного взвешенного преобразования) и SE0 [14] (один из наиболее простых методов, основанный на смещенных разностях).

В качестве набора тестовых изображений возьмем набор из пяти тестовых изображений: Baboon, Barbara, Bikes, Grass и Lena (каждое 512×512 пикселей в оттенках серого цвета), доступный на [15], и изображение, заполненное постоянным уровнем 128 (Homog). Изображения существенно отличаются между собой по характеристикам, чтобы оценить эффективность работы сравниваемых методов в как можно большем числе практических ситуаций. При этом изображение Grass практически не содержит однородных участков и соответствует, пожалуй, наиболее сложной практической ситуации.

Изображения будем искажать аддитивным Гауссовым шумом с дисперсиями 25 и 100. Рассмотрим три типа шума: белый, пространственно коррелированный и высокочастотный.

Пространственно коррелированный шум будем генерировать следующим образом. Сформируем массив (обозначим его как S) 512×512 точек отсчетов белого шума. Далее обработаем его гауссовым низкочастотным фильтром с окном 7×7 и параметром сигма, равным 1 (функция `fspecial('gaussian',7,1)` программы Matlab), в результате чего шум становится коррелированным, и умножим на поправочный коэффициент, чтобы обеспечить заданное значение дисперсии. Итоговый массив значений коррелированного шума обозначим как SC .

Высокочастотный шум SH получим вычитанием значений коррелированного шума из некоррелированного: $SH = S - SC$ с последующей коррекцией значения дисперсии до заданного.

2.1. Оценка параметров аддитивного белого Гауссова шума

Несмотря на то, что предлагаемый метод ориентирован на определение параметров шума с неравномерным спектром, он должен быть работоспособным и для белого шума. Поэтому добавим в предлагаемый метод анализ того, является ли шум белым.

По полученной матрице оценок $\hat{\sigma}_{ij}^2$ вычислим две средние оценки σ_1^2 и σ_2^2 . σ_1^2 будем вычислять усреднением всех значений матрицы, за исключением $\hat{\sigma}_{11}^2$. σ_2^2 будем вычислять только усреднением значений правого нижнего квадрата 4×4 матрицы, соответствующего наиболее высокочастотным коэффициентам. Если $\sigma_1^2 < 0,95\sigma_2^2$ или $\sigma_1^2 > 2,5\sigma_2^2$, то будем считать, что обнаружен шум с неравномерным спектром (ОШНС). Иначе будем считать шум

белым и в качестве оценки его дисперсии брать σ_2^2 . Ситуации с $\sigma_1^2 > 2,5\sigma_2^2$ будут соответствовать обнаружению пространственно коррелированного шума, а с $\sigma_1^2 < 0,95\sigma_2^2$ - высокочастотного шума.

Таблица 1

Оценки σ^2 для аддитивного белого Гауссова шума

Image	σ^2	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	144,6	185,7	59,8	35,0	32,8
	100	209,86	317,6	150,0	110,4	100,4
Barbara	25	111,3	53,9	33,1	28,7	27,4
	100	164,7	158,3	111,0	102,9	96,6
Bikes	25	104,2	89,0	38,2	26,0	25,2
	100	155,5	215,4	127,0	99,9	104,6
Grass	25	502,7	686,9	1630	26,4	23,8
	100	581,5	831,1	1690	113,2	118,8
Homog	25	24,9	27,5	23,9	25,1	24,5
	100	99,9	109,9	95,6	100,0	90,8
Lena	25	32,1	39,6	33,6	29,2	26,8
	100	111,5	133,0	111,0	104,2	104,2

В табл. 1 приведены результаты работы сравниваемых методов по оценке параметров белого шума. Во всех 12-ти случаях предложенный метод BENNS безошибочно классифицировал шум, как белый. При этом полученные оценки дисперсии для BENNS несущественно отличаются от оценок лучшего из остальных методов RDCT.

Отметим также, что для однородного изображения Homog и для изображения с большим числом гладких участков Lena все методы характеризуются приемлемой точностью оценки, в то время, как для изображения Grass работоспособность сохраняют только методы RDCT и BENNS.

Интересно посмотреть, как ошибки в оценке дисперсии шума сказываются на результатах подавления шума одним из лучших на данный момент фильтров, основанным на ДКП [10] (см. табл. 2). Для зашумленных изображений приведен PSNR, а для результатов фильтрации $\Delta\text{PSNR} = \text{PSNR}_{\text{out}} - \text{PSNR}_{\text{inp}}$. Жирным шрифтом выделены ситуации, когда удалось повысить пиковое соотношение сигнал/шум (PSNR) более, чем на 0,5 дБ.

Таблица 2

Результаты фильтрации (PSNR, ΔPSNR , дБ) для аддитивного белого Гауссова шума

Image	σ^2	Шум	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	34,14	-3,89	-4,82	-0,41	+0,51	+0,60
	100	28,13	+0,52	-0,80	+1,44	+2,06	+2,18
Barbara	25	34,11	+1,71	+3,39	+4,03	+4,12	+4,14
	100	28,12	+5,76	+5,83	+6,25	+6,25	+6,24
Bikes	25	34,15	-0,69	-0,13	+2,13	+2,48	+2,48
	100	28,21	+2,99	+2,08	+3,41	+3,70	+3,67
Grass	25	34,21	-10,36	-11,81	-15,15	+0,18	+0,19
	100	28,21	-5,12	-6,64	-9,26	+0,47	+0,42
Lena	25	34,13	+4,06	+3,74	+3,99	+4,17	+4,26
	100	28,12	+7,24	+7,07	+7,24	+7,26	+7,26

Видно, что методы RDCT и BENNS всегда обеспечивают не ухудшение качества изображения. При этом для всех изображений, кроме изображения Grass, обеспечивается существенный прирост качества после фильтрации. Оценка же параметров шума остальными методами часто (изображения Baboon, Bikes, Grass) приводит к падению (на изображении Grass - на 10-15 дБ) качества изображений в результате фильтрации.

В табл. 3 приведены эти же результаты фильтрации, только оцененные с точки зрения визуального качества изображений (критерий PSNR-HVS-M [12]), которое является важным при решении многих прикладных задач.

Таблица 3

Результаты фильтрации (PSNR-HVS-M, $\Delta\text{PSNR-HVS-M}$ дБ) для аддитивного белого Гауссова шума

Image	σ^2	Шум	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	39,68	-5,98	-7,37	-1,13	+0,06	+0,20
	100	31,30	-0,69	-2,51	0,46	+1,18	+1,32
Barbara	25	37,42	-0,03	+2,14	+2,96	+3,09	+3,13
	100	30,07	+4,18	+4,27	+4,72	+4,74	+4,73
Bikes	25	39,80	-2,61	-1,81	+1,02	+1,43	+1,45
	100	31,59	+1,24	+0,14	+1,70	+2,03	+1,99
Grass	25	44,80	-14,67	-17,77	-24,85	+0,08	+0,09
	100	34,68	-6,90	-9,78	-15,03	+0,11	+0,08
Lena	25	36,77	+3,15	+2,78	+3,08	+3,28	+3,37
	100	29,66	+5,37	+5,17	+5,38	+5,41	+5,41

Выводы, которые можно сделать из анализа данных табл. 3, являются аналогичными выводам, сделанным на основании табл. 2. При этом падение визуального качества при неправильном определении σ^2 методами PGE, SE0 и AIQRF достигает 15-25 дБ, что является абсолютно недопустимым при фильтрации изображений. Подобные методы могут использоваться на практике только в сочетании с какой-то автоматической оценкой степени работоспособности метода для заданного изображения.

2.2. Оценка параметров пространственно коррелированного аддитивного Гауссова шума

Основное предназначение предложенного метода - эффективно оценивать параметры коррелированного шума. Введем понятие ошибки оценки:

$$\xi = \frac{1}{L} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M \lambda(i, j) (\hat{\sigma}_{ij} - \sigma_{ij})^2; \lambda = \begin{cases} 0, & i=1, j=1 \\ 1, & \text{в остальных случаях} \end{cases}, \quad (2)$$

где $L=MN-1$, $\hat{\sigma}_{ij}$ - оцененное значение среднеквадратического отклонения шума для коэффициента с индексами i, j , а σ_{ij} - истинное значение среднеквадратического отклонения шума для этого коэффициента. Для методов, оценивающих тип шума, как белый, все значения $\hat{\sigma}_{ij}$ при вычислении (2) полагаются равными полученной оценке $\hat{\sigma}$ белого шума.

В табл. 4 приведены результаты оценки параметров пространственно коррелированного шума для сравниваемых методов, а в табл. 5 – значения ошибок ξ оценки параметров.

Таблица 4

Оценки σ^2 для пространственно коррелированного аддитивного Гауссова шума

Image	σ^2	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	159,2	158,3	51,9	11,09	ОШНС
	100	183,6	185,7	106,0	13,84	ОШНС
Barbara	25	344,3	27,5	20,4	3,62	ОШНС
	100	380,1	53,8	63,6	3,9	ОШНС
Bikes	25	191,9	53,8	27,7	1,1	ОШНС
	100	197,1	89,0	82,2	1,9	ОШНС
Grass	25	485,6	686,9	1610	4,3	ОШНС
	100	474,0	686,9	1640	11,2	ОШНС
Homog	25	0,5	4,4	13,1	0,2	ОШНС
	100	1,6	27,5	52,1	0,4	ОШНС
Lena	25	10,2	17,6	21,1	3,8	ОШНС
	100	17,8	39,6	67,8	4,6	ОШНС

Таблица 5

Ошибка ξ оценки параметров пространственно коррелированного аддитивного Гауссова шума

Image	σ^2	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	103,2	102,6	29,4	12,5	5,1
	100	105,9	107,1	64,4	55,3	4,4
Barbara	25	251,7	17,1	14,5	13,8	1,5
	100	230,3	51,47	53,5	66,6	1,5
Bikes	25	128,3	52,7	17,2	16,6	1,5
	100	113,5	61,2	58,9	71,8	4,0
Grass	25	371,5	547,0	1384	13,4	9,2
	100	296,6	455,7	1235	57,2	26,2
Homog	25	18,1	13,4	12,7	19,4	0,1
	100	72,9	50,5	51,2	79,3	0,7
Lena	25	12,4	13,6	14,7	13,7	0,8
	100	53,25	49,9	54,6	65,2	1,9

Метод BENNS во всех ситуациях правильно определил тип шума, как имеющий неравномерный спектр. Ошибка ξ для этого метода всегда меньше, чем для остальных методов. При этом для изображений Baboon и Grass она меньше, чем для RDCT примерно в 2 раза.

Для остальных же изображений, ошибка для BENNS меньше, чем для остальных методов, в десятки раз.

На рис. 1 в графическом виде приведены истинные параметры (σ_{ij}) коррелированного шума с $\sigma^2=100$ и оцененные параметры этого шума для сложного изображения Baboon. Видно, что хотя значения оцененных характеристик шума и являются несколько завышенными, в целом метод хорошо оценил вид его спектра.

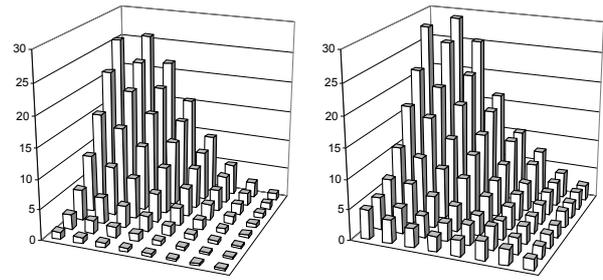


Рис. 1. Параметры коррелированного шума (значения σ_{ij}) для $\sigma^2=100$: а – истинные, б – оцененные BENNS для изображения Baboon

В табл. 6 и 7 приведены значения PSNR и PSNR-HVS-M для фильтрации с использованием полученных оценок параметров шума. Для ОШНС значения порогов обнуления фильтра задавались отдельно для каждого спектрального коэффициента ДКП блока ($2,7 \hat{\sigma}_{ij}$).

Таблица 6

Результаты фильтрации (PSNR, Δ PSNR, дБ) для пространственно коррелированного шума

Image	σ^2	Шум	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	34,13	-4,87	-4,85	-2,00	-0,25	-0,29
	100	28,17	-1,09	-1,10	-0,52	+0,01	+0,95
Barbara	25	34,10	-2,57	+0,62	+0,53	+0,10	+2,08
	100	28,12	+1,65	+1,00	+0,99	+0,07	+3,69
Bikes	25	34,17	-3,91	-1,00	-0,33	0,00	+0,62
	100	28,15	-0,28	+0,17	+0,19	+0,02	+1,31
Grass	25	34,14	-10,39	-11,91	-15,08	0,00	-0,27
	100	28,20	-5,15	-6,44	-9,32	0,00	-0,61
Lena	25	34,15	+0,21	+0,38	+0,44	+0,07	+2,51
	100	28,13	+0,40	+0,87	+1,37	+0,09	+4,07

Таблица 7

Результаты фильтрации (PSNR-HVS-M, Δ PSNR-HVS-M дБ) для пространственно коррелированного аддитивного Гауссова шума

Image	σ^2	Шум	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	30,93	-0,57	-0,56	+0,47	+0,16	+0,30
	100	23,97	+1,17	+1,18	+0,87	+0,11	+1,55
Barbara	25	30,03	+0,88	+1,37	+1,08	+0,18	+2,97
	100	23,43	+3,70	+1,05	+1,23	+0,06	+4,35
Bikes	25	31,14	-0,47	+0,7	+0,51	+0,01	+0,90
	100	24,06	+1,27	+0,82	+0,77	+0,02	+1,61
Grass	25	33,14	-4,72	-7,18	-13,27	+0,01	-0,11
	100	25,24	-0,79	-1,84	-5,98	+0,02	-0,90
Lena	25	29,81	+0,67	+1,14	+1,33	+0,22	+3,37
	100	23,31	+0,38	+0,90	+1,51	+0,08	+4,62

Видно, что метод RDCT в данном случае настолько занижает значение дисперсии шума, что эффект фильтрации вообще отсутствует.

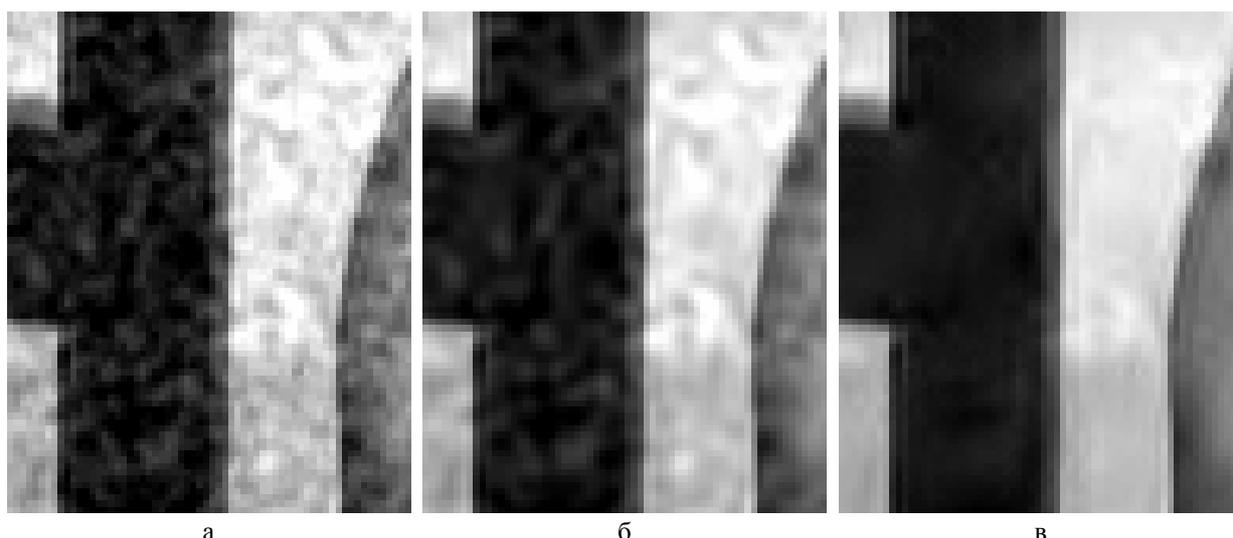


Рис. 2. Подавления коррелированного шума на изображении Barbara: а - зашумленное изображение, $PSNR_{imp}=28,12$ дБ, б - фильтрация для AIQRF, $PSNR=29,11$ дБ, в - фильтрация для BENNS, $PSNR=31,81$ дБ

Метод BENNS для простых ситуаций (изображения Barbara, Bikes, Lena) опережает остальные методы на 1..3 дБ. В то же время для наиболее сложного изображения Grass, где фильтрация с методом BENNS приводит к падению качества на 0,1..0,9 дБ, использование методов PGE, SE0, AIQRF приводит к гораздо большему падению качества на 10..15 дБ.

На рис. 2 приведен фрагмент изображения Barbara до и после фильтрации для методов AIQRF и BENNS. Хорошо видно, что для метода AIQRF фильтр не смог подавить шум в низкочастотной области (на изображении осталась присущая этому шуму пятнистость). В то же время фильтр с раздельным выбором порогов для каждого спектрального коэффициента ДКП (рис. 2, в) не только хорошо подавил низкочастотный шум, но и сохранил высокочастотную составляющую (контрастные границы между объектами изображения).

2.3. Оценка параметров высокочастотного аддитивного Гауссова шума

Для полноты анализа рассмотрим более редко встречающийся в практических ситуациях высокочастотный шум. В табл. 8 приведены результаты оценки параметров этого шума сравниваемыми методами, а в табл. 9 - значения ошибки оценки параметров. В данном случае для изображений Grass и Baboon метод BENNS ошибается, считая шум белым, в то время как для остальных изображений он правильно определяет тип шума и обеспечивает хорошую точность оценки его параметров. Это связано с тем, что сформированный высокочастотный шум (см. рис. 3) значительно меньше отличается от белого, чем коррелированный (рис. 1).

Таблица 8

Оценки σ^2 для высокочастотного аддитивного Гауссова шума

Image	σ^2	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	152,9	185,7	63,5	42,7	40,4
	100	244,8	356,1	151,0	144,4	ОШС
Barbara	25	113,9	70,3	33,9	36,7	ОШС
	100	200,5	185,7	115,0	139,0	ОШС
Bikes	25	94,7	109,9	38,8	33,5	ОШС
	100	187,5	215,4	134,0	132,8	ОШС
Grass	25	511,5	742,9	1610	28,1	29,9
	100	594,6	861,6	1680	137,8	134,3
Homog	25	33,0	27,5	24,6	33,6	ОШС
	100	132,2	133,0	98,6	133,2	ОШС
Lena	25	41,5	53,9	34,2	36,0	ОШС
	100	138,9	133,0	115,0	134,9	ОШС

Таблица 9

Ошибка ξ оценки параметров высокочастотного аддитивного Гауссова шума

Image	σ^2	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	56,23	76,6	10,3	3,7	3,1
	100	38,2	86,0	10,5	9,3	4,0
Barbara	25	34,0	13,0	1,9	2,4	0,9
	100	23,2	18,9	5,4	8,4	0,8
Bikes	25	24,1	31,8	2,8	1,8	0,4
	100	19,4	27,9	7,6	7,4	1,4
Grass	25	313,5	499,1	1239	1,3	1,4
	100	215,9	385,0	974,3	8,2	7,6
Homog	25	1,8	1,2	1,1	1,9	0,1
	100	7,3	7,4	4,6	7,5	0,3
Lena	25	3,4	6,9	1,9	2,2	0,4
	100	8,3	7,4	5,4	7,7	0,7

В табл. 10 и 11 приведены значения PSNR и PSNR-HVS-M для фильтрации с использованием полученных оценок параметров шума.

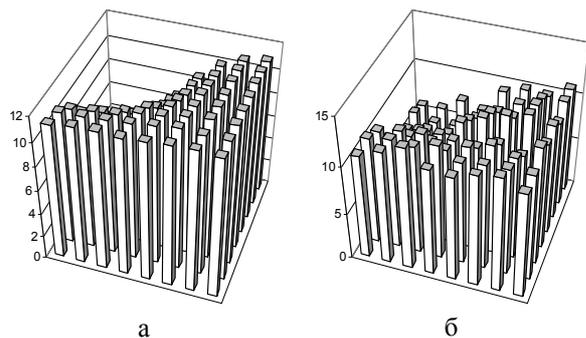


Рис. 3. ДКП-спектр высокочастотного шума (значения σ_{ij}) для $\sigma^2=100$: а – истинные, б – оцененные BENNS для изображения Lena

Таблица 10

Результаты фильтрации (PSNR, Δ PSNR, дБ) для высокочастотного аддитивного Гауссова шума

Image	σ^2	Шум	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	34,15	-4,14	-4,73	-0,73	+0,45	+0,58
	100	28,11	+0,39	-0,96	+1,95	+2,07	+2,55
Barbara	25	34,16	+1,85	+3,27	+4,68	+4,59	+4,96
	100	28,12	+5,77	+6,00	+6,90	+6,68	+7,55
Bikes	25	34,15	+0,04	-0,57	+2,89	+3,09	+3,34
	100	28,17	+3,14	+2,64	+4,14	+4,17	+4,87
Grass	25	34,19	-10,38	-12,11	-15,09	+0,32	+0,31
	100	28,21	-5,03	-6,69	-9,23	+0,67	+0,71
Lena	25	34,15	+4,21	+3,66	+4,57	+4,48	+5,08
	100	28,14	+7,71	+7,77	+7,92	+7,75	+8,73

Таблица 11

Результаты фильтрации (PSNR-HVS-M, Δ PSNR-HVS-M, дБ) для высокочастотного Гауссова шума

Image	σ^2	Шум	PGE	SE0	AIQRF	RDCT	BENNS
Baboon	25	46,20	-12,56	-13,52	-6,74	-4,13	-3,76
	100	36,82	-5,69	-7,96	-2,76	-2,49	-0,36
Barbara	25	42,45	-4,21	-1,99	+0,87	+0,57	+2,48
	100	34,50	+0,91	+1,30	+3,52	+2,70	+6,18
Bikes	25	46,09	-6,75	-7,83	-0,45	+0,42	+3,08
	100	36,92	-2,52	-3,44	-0,33	-0,27	+3,17
Grass	25	54,25	-23,94	-27,81	-34,20	-0,09	-0,17
	100	42,90	-14,33	-17,90	-23,14	-1,12	-1,00
Lena	25	41,32	-0,21	-1,16	+0,51	+0,33	+2,78
	100	33,82	+2,98	+3,14	+3,70	+3,09	+6,71

Метод BENNS в сочетании с фильтрацией в данном случае приводит к ухудшению качества изображений Baboon и Grass на 1..3 дБ по критерию PSNR-HVS-M (для остальных методов ухудшение на 20..30 дБ), в то время как по критерию PSNR улучшение качества происходит для всех изображений. Интересно так же, что для изображения Bikes и дисперсии шума 25 по критерию PSNR методы AIQRF и BENNS обеспечивают примерно одинаковое улучшение качества - на 2,89 дБ и на 3,34 дБ соответственно. В то же время по критерию PSNR-HVS-M качество для AIQRF падает на 0,45 дБ, в то время как для BENNS увеличивается на 3,08 дБ.

В табл. 12 приведены значения отношения σ_1^2/σ_2^2 , по которому в предложенном методе принимается решение, к какому типу относить шум на изображении.

Таблица 12

Соотношения σ_1^2/σ_2^2 для BENNS

Image	Белый шум		Коррелир.		Высокочаст.	
	$\sigma^2=25$	$\sigma^2=100$	$\sigma^2=25$	$\sigma^2=100$	$\sigma^2=25$	$\sigma^2=100$
Baboon	1,40	1,27	5,41	13,5	1,08	0,87
Barbara	1,08	1,07	11,4	29,0	0,89	0,80
Bikes	1,13	1,04	21,6	79,9	0,84	0,77
Grass	2,21	1,35	24,1	69,0	1,85	1,06
Homog	0,98	0,95	152	336	0,76	0,78
Lena	1,11	1,00	14,1	30,0	0,85	0,82

Учитывая результаты фильтрации и данные табл. 12 порог для переключения в классификации между белым и коррелированным шумом можно выбирать в диапазоне 1,5 - 10.

Таблица 13

Процент недостоверных оценок для BENNS, %

Image	Белый шум		Коррелир.		Высокочаст.	
	$\sigma^2=25$	$\sigma^2=100$	$\sigma^2=25$	$\sigma^2=100$	$\sigma^2=25$	$\sigma^2=100$
Baboon	3,2	4,8	1,6	0,0	3,2	4,8
Barbara	4,8	4,8	1,6	0,0	3,2	7,9
Bikes	9,5	7,9	7,9	11,1	7,9	11,1
Grass	6,3	7,9	34,9	22,2	11,1	14,3
Homog	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Lena	6,3	4,8	3,2	1,6	3,2	6,3

В табл. 13 приведено число аномальных оценок для метода BENNS для всех изображений и типов шума. Видно, что когда метод в сочетании с последующей фильтрацией был неработоспособен (изображение Grass), количество аномальных оценок превышало 10%. Это позволяет предсказывать такие ситуации, и, не фильтровать изображение, если это может привести к ухудшению его качества.

3. Анализ предложенным методом изображений системы AVIRIS

Одним из основных приложений для методов оценки параметров шума являются системы дистанционного зондирования Земли. Одной из таких систем является 224-канальная система авиационного базирования AVIRIS [16]. Данные пролетов для подобных систем занимают сотни и тысячи мегабайт, поэтому актуальной является задача автоматизации сжатия этих изображений.

Автоматический выбор шага квантования спектральных коэффициентов ДКП в таких методах [6] осуществляется на основании оценки параметров шума, и, чем точнее будет такая оценка, тем сильнее можно будет сжать изображение без внесения в него существенных потерь.

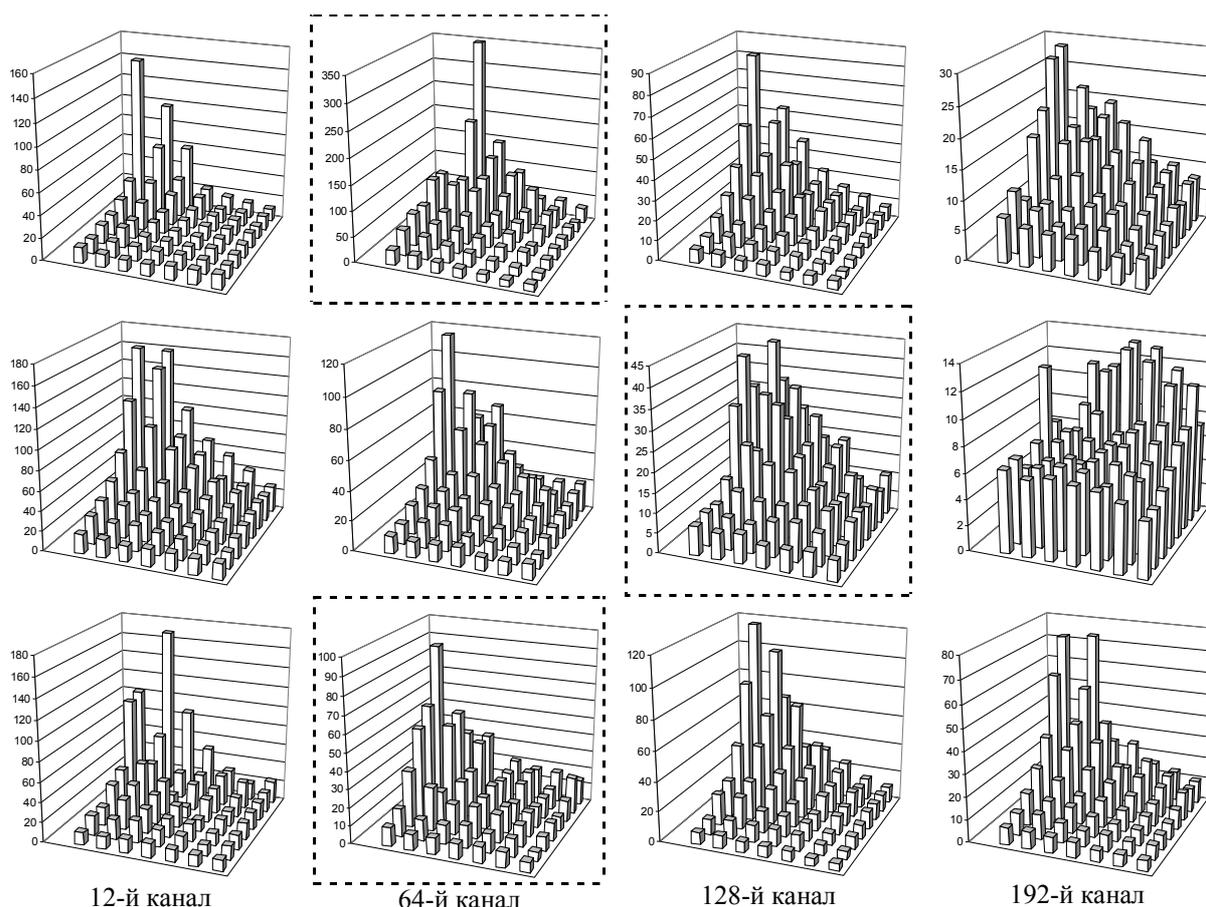


Рис. 4. Результаты оценки параметров шума предложенным методом для многоканальных изображений системы Aviris (Jasper Ridge - верхняя строка, Cuprite - средняя строка, Moffett Field - нижняя строка).

Кроме того, актуальной является и задача подавления шума на подобных изображениях, для решения которой так же нужна точная оценка типа шума и его параметров.

Возьмем три многоканальных изображения системы AVIRIS (Jasper Ridge, Cuprite и Moffett Field) и оценим предложенным методом характеристики шума на них для каналов 12, 64, 128 и 192 (рис. 4). Графики, соответствующие данным с более, чем 10% недостоверных оценок, обведены пунктирной линией.

Из анализа данных, приведенных на рис. 4, видно, что шум для изображений системы AVIRIS имеет неравномерный спектр. С большой степенью уверенности можно сделать вывод о высокой степени его пространственной корреляции. Также видно, что вид спектра шума является примерно одинаковым для всех каналов (для разных каналов лишь несколько меняется его дисперсия).

Число оцениваний параметров шума, при которых было получено более 10% аномальных оценок, для рассмотренного случая достаточно велико (3 из 12 или 25%), что, возможно, связано с невысокой степенью самоподобия у формируемых системой AVIRIS изображений. Это делает актуальным даль-

нейшее совершенствование метода, прежде всего, с целью повышения его точности и контроля достоверности получаемых результатов.

Заключение

В работе предложен новый эффективный метод слепой оценки характеристик аддитивного Гауссова шума с неравномерным спектром. Метод сохраняет работоспособность даже для изображений, на которых отсутствуют однородные участки. Получаемые параметры шума напрямую могут использоваться для задания порогов в ДКП-фильтре, а также в ДКП-ориентированных методах оценки визуального качества изображений.

Литература

1. Xiuping J. *Remote Sensing Digital Image Analysis, 4-rd edition* / J. Xiuping, J.A. Richards. – Berlin, Springer-Verlag, – 2006. – 439 p.
2. Еремеев О.И. *Мера информативности участков изображений* / О.И. Еремеев, Н.Н. Пономаренко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6 (53). – С. 105-108.
3. *Application to Multispectral Images of a Blind Identification System for Blur, Additive, Multiplicative*

and Impulse Noises / M.-P. Carton-Vandecandelaere, B. Vozel, L. Klaine, K. Chehdi // Proc. of EUSIPCO, Toulouse, France, 3–6 Sept. 2002. – Vol. III. – P. 283-286.

4. Blind evaluation of noise variance in images using myriad operation / S.K. Abramov, V.V. Lukin, A.A. Zelensky, J.T. Astola // Proc. of IS&T/SPIE Intern. Conf. on Image Proc.: Algorithms and Systems, San Jose, USA, 21–23 Jan. 2002. – SPIE 4667. – P. 192-203.

5. Blind evaluation of additive noise variance in textured images by nonlinear processing of block DCT coefficients / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, S.K. Abramov, K.O. Egiazarian, J.T. Astola // Proc. of Int. Conf. Image Proc.: Algor. and Systems II, Santa Clara, USA, 20–24 Jan. 2003. – SPIE Vol. 5014. – P. 178-189.

6. An Automatic Approach to Lossy Compression of AVIRIS Images / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, A. Kaarna, J.T. Astola, // IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Barcelona Spain, 23–27 July 2007. – P. 472-475.

7. Nadadur D. A Bayesian framework for noise covariance estimation using the facet model / D. Nadadur, R.M. Haralick, D.E. Gustafson // IEEE Trans. of Image Proc. – 2005. – Vol. 14, issue 11. – P. 1902-1917.

8. Improved minimal inter-quantile distance method for blind estimation of noise variance in images / V.V. Lukin, S.K. Abramov, A.A. Zelensky, J. Astola, B. Vozel, K. Chehdi // Proceedings of SPIE Conf. Image and Signal Processing for Remote Sensing, Florence, Italy, 18–19 Sep. 2007. – SPIE Vol. 6748. – P. 1-12.

9. Segmentation-based method for blind evaluation of noise variance in images / V. Lukin, S. Abramov,

B. Vozel, K. Chehdi, J. Astola // SPIE Journal on Applied Remote Sensing. – 2008. – Vol. 2. – P. 1-15.

10. Image filtering based on discrete cosine transform / V.V. Lukin, R. Oktem, N. Ponomarenko, K. Egiazarian // Telecommunications and Radio Engineering. – 2007. – Vol. 66, No. 18. – P. 1685-1701.

11. Adaptive DCT-based filtering of images corrupted by spatially correlated noise / V. Lukin, N. Ponomarenko, K. Egiazarian, J. Astola // Proc. SPIE Conference Image Processing: Algorithms and Systems VI, San Jose, USA, 27 Jan. 2008. – Vol. 6812. – P. 1-12.

12. On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions [Электронный ресурс] / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin // Proc. of the Third Int. Workshop on Video Proc. and Quality Metrics. – Scottsdale, USA, 25–26 January 2007. – 4 p. 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см.

13. Foi A. Practical denoising of clipped or overexposed noisy images / A. Foi // Proc. 16th European Signal Process. Conf., EUSIPCO 2008, Lausanne, Switzerland, 23–24 Aug. 2008. – P. 1-5.

14. Anisotropic Nonparametric Image Restoration DemoBox [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.cs.tut.fi/~lasip/2D> (2009).

15. Набор тестовых изображений [Электронный ресурс] / 2009. – Режим доступа: <http://ponomarenko.info/testset1.zip>.

16. AVIRIS Home page, [Электронный ресурс] / 2009. – Режим доступа: <http://aviris.jpl.nasa.gov>.

Поступила в редакцию 2.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ".

МЕТОД СЛІПОЇ ОЦІНКИ ХАРАКТЕРИСТИК АДИТИВНОГО ГАУСОВСЬКОГО ШУМУ З НЕРІВНОМІРНИМ СПЕКТРОМ

М.М. Пономаренко

Запропоновано новий ефективний метод сліпої оцінки характеристик адитивного Гаусівського шуму на зображеннях. Оцінювання параметрів шуму здійснюється у просторі коефіцієнтів дискретного косинусного перетворення. Результатом роботи метода є матриця оцінок дисперсії шуму для коефіцієнтів дискретного косинусного перетворення, яку можливо використовувати як для автоматичного вибору порогів фільтру для подавлення шуму, так і у методах оцінки якості зображень за відсутності еталону. Показано, що метод забезпечує гарну точність оцінки параметрів шуму навіть для зображень, на яких є відсутніми однорідні ділянки.

Ключові слова: сліпа оцінка параметрів, просторово корельований шум, фільтрація шуму.

METHOD OF BLIND ESTIMATION OF PARAMETERS OF ADDITIVE GAUSSIAN NOISE WITH NON-UNIFORM SPECTRUM

N.N. Ponomarenko

A new effective method of blind estimation of parameters of additive Gaussian noise is proposed. The parameters estimation implements in discrete cosine transform space. As a result of estimation a matrix of estimates of noise variance for discrete cosine transform coefficients is obtained. It is possible to directly use this matrix in DCT based image denoising as well as for non-reference image quality assessment. It is shown the method provides a good precision of noise parameters estimation even for highly textured images.

Key words: blind parameters estimation, spatially correlated noise, image denoising.

Пономаренко Николай Николаевич – канд. техн. наук, докторант кафедры «Прием, передача и обработка сигналов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nikolay@ponomarenko.info.

УДК 159.9: 629.735.073 (045)

О.М. МЕДВЕДЕНКО¹, М.Ф. МИХАЙЛІК², О.М. РЕВА¹

¹Кіровоградський національний технічний університет, Україна

²Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна

ВПЛИВ ЕМОЦІЙНОГО ДОСВІДУ ПІЛОТІВ НА ЕКСПЛУАТАЦІЮ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В ЕКСТРЕМАЛЬНИХ УМОВАХ

Враховуючи вплив людського чинника на безпеку функціонування авіаційних ергатичних систем, особливо під час прийняття рішень в екстремальних умовах експлуатації повітряних суден, проведений системний аналіз діяльності пілотів у понад 10000 особливих ситуаціях польоту. Диференційовані та визначені страти (досвід взаємодії, когнітивний, вольовий досвід, моторний та біологічний досвід), що відповідають багаторівневій ієрархічній структурі практичного емоційного досвіду пілотів. Встановлено вплив страт на успішність додання особливої ситуації польоту.

Ключові слова: безпека польотів, екстремальні умови експлуатації, людський чинник, емоційний досвід діяльності пілота в особливих випадках польоту, страта.

Вступ

Безпека польотів (БП) – найважливіший показник роботи цивільної авіації (ЦА), у якому відбиваються усі сторони діяльності авіаційної транспортної системи (АТС), у тому числі організація і забезпечення польотів, підвищення надійності авіаційної і наземної техніки, забезпечення організованості і професійної кваліфікації авіаційного персоналу.

У документах ІКАО (International Civil Aviation Organization, міжнародна організація цивільної авіації, членом якої є Україна) відзначається, що "Традиційному підходу до проблеми безпеки властиво те, що в авіації безпеці польотів приділяється першорядне значення. Маючи це у виді, прийняття рішень (ПР) при експлуатації авіаційної техніки (АТ) розглядається на всі 100% орієнтованим саме на безпеку. Однак, як би того ні хотілося, це навряд чи має місце в дійсності. ПР людиною в контексті її дій у польотних умовах являє собою компроміс між прагненням досягти визначеного результату (одержати корисний продукт) і забезпечити безпеку.

Оптимальні рішення, що ведуть до негайного одержання продукту при виконанні оперативної задачі, на ділі можуть бути не завжди сумісними з оптимальними рішеннями, що забезпечують теоретичні вимоги безпеки. Для усіх виробничих систем – і авіація не виключення, характерний зсув характеристики поведінки людини, тобто внаслідок прагнення до економії й ефективності люди змушені діяти на границях простору, що визначає безпеку роботи системи" [1]. Тим самим закладається потенційна погроза того, що екіпаж повітряного судна (ПС) буде вимушений діяти в екстремальних умовах експлуатації

(ЕУЕ), якщо не передбачені міри і способи виходу з цих екстремальних умов.

Однак, хоча експлуатація ПС у ЕУЕ є неминучим і навіть нерідким явищем, хоча б тому, що регулярно тренується на різноманітних тренажерах, вона практично не регламентована ніякими існуючими нормативними документами, крім певних розділів керівництва з льотної експлуатації (КЛЕ), що стосуються дій при відмовах функціональних систем (ФС) ПС. Але якщо проблеми експлуатації техніки в ЕУЕ ще хоч якось розглянуті, проблема людського чинника (ЛЧ) у ЕУЕ ігнорується нормативними документами зовсім, незважаючи на низьку відповідних документів ІКАО, де узагальнюється відповідний досвід провідних авіакомпаній світу [2 – 8].

Отже, створення науково-обґрунтованих основ експлуатації ПС в екстремальних умовах є актуальною проблемою, рішення якої дозволить істотно підвищити БП у ЦА.

1. Аналіз досліджень і публікацій

Аналіз впливу льотної команди на додання небезпек в польоті показує [4, 9], що найважливіша складова діяльності пілота – його вміння діяти в особливих ситуаціях. *Особливі ситуації* (ОС) – це такі, що виникають у польоті або при наземному русі ПС при дії певної небезпеки, фактора або їхньому сполученні, що приводять до зниження безпеки. ОС, у свою чергу, розділяються на ускладнені умови польоту, складні, аварійні і катастрофічні [10].

В експериментальній психології накопичено досить багато даних про закономірності сприйняття польоту і формування відповідної концептуальної мо-

делі "середньостатистичним оператором", основними з яких є предметність, цілісність і константність. З їх аналізу витікає, що в ОС можуть мати місце [11]:

- порушення предметності, цілісності і константності сприйняття людини-оператора;
- зрушення в оцінках тимчасових інтервалів, кольору, форми, обсягу, віддаленості об'єктів від спостерігача; порушення сприйняття послідовності подій.

Згідно [11], особливе значення для льотної практики має сприйняття часу. Правильна оцінка тривалості і послідовності подій допомагає екіпажам адекватно оцінити обстановку, орієнтуватися в ОС, а після завершення польоту – правильно викласти події в часі для використання опису ОС у профілактичній діяльності. На теперішній час накопичено чимало даних про закономірності сприйняття часу в різних умовах. Ці дані узагальнені у виді *закону заповненого часового відрізка*: "Чим більш заповненим і, виходить, розчленованим на невеликі інтервали є відрізок часу, тим більше тривалим він представляється". Закон характеризує відхилення суб'єктивного часу спогаду минулого від об'єктивного часу.

Для часу суб'єктивного переживання сьогодення має місце зворотна картина. *Минулий час* у спогаді буде здаватися нам тим більше тривалим, чим більше він був багатим на події, і тим коротше, чим більш він був "порожнім". У відношенні поточного часу – навпаки: чим він бідніше на події і чим одноманітніше його плин, тим більше тривалим, "тягучим" він є в переживанні; чим багатіше (різноманітніше) і змістовніше його заповнення, тим непомітніше він протікає, тим менше здається його тривалість.

Стосовно до аналізу роботи екіпажа в ОС характерна максимальна щільність заповнення тимчасових інтервалів, у силу чого сприйняття відхиляється убік переоцінки часу в минулому і недооцінки в сьогоденні [12].

В ОС різко збільшується темп діяльності, що, у свою чергу, впливає на сприйняття часу. Скажімо, практика перепідготовки на нові типи ПС зі збільшеною в порівнянні зі старим (попереднім) типом довжиною розбігу дозволяє виявити прагнення пілотів перервати зліт. Таке рішення викликане найчастіше тим, що включене в образ польоту "почуття часу" стає в нових умовах помилковим: воно починає "підказувати" пілотам, що ПС не може відірватися від злітно-посадочної смуги (ЗПС) і навіть викликає сприйняття падіння тяги двигунів. При цьому навички орієнтації на час, що були сформовані раніше, вимагають почати відрив, а зорове і м'язово-суглобне відчуття сигналізують про недостатню поступальну швидкість літака. У підсумку такої неузгодженості, у пілота можуть з'явитися недовіра до приладової інформації, неправильна оцінка ситуації і дійсне припинення злету.

2. Визначення страт як складових емоційного досвіду прийняття рішень пілотами в особливих ситуаціях

В ОС має місце прямий зв'язок між суб'єктивною оцінкою безпеки ОС і часом ухвалення рішення. Пілоти оцінюють безпеку в залежності від багатьох факторів: стану здоров'я, віку, самопочуття, рівня професійної підготовки, досвіду роботи. При аналізі суб'єктивних оцінок безпеки ОС різними людьми можна виділити деякі стійкі тенденції, виявлені з аналізу досвіду екіпажів по запобіганню авіаційній події (АП).

Більшість пілотів оцінює безпеку ОС з погляду її погрози ведучим особистим мотивам діяльності, найчастіше з погляду погрози їхньому професійному статусові. На оцінку безпеки ОС істотно впливає також її джерело. Як правило, пілоти недооцінюють безпеки, що виникають у польоті від ПС і середовища, а безпеки, обумовлені власними помилками, часто ними переоцінюються.

Така ж сама ситуація спостерігається, до речі, й у авіадиспетчерів [13]. Зазначене відповідає загальним закономірностям суб'єктивного оцінювання безпеки в процесі прийняття рішень (ПР) [14, 15]. У працях [16, 17] подані рекомендації щодо об'єктивізації відповідних міркувань індивідів.

Існує ряд особливостей ПР екіпажем в ОС [11]:

1. Час ПР в порівнянні з нормальними умовами скорочується або різко зростає. Частіше має місце все ж збільшення часу ПР (до 15-45%), що пояснюється додатковою перевіркою вихідних даних, контролем інформації про безпеку, підвищеною відповідальністю за наслідки рішення. Найбільша затримка в ПР має місце тоді, коли командирів ПС (КПС) потрібно змінити план польоту: припинити зліт, зробити змушену посадку або повернення з траси на аеродром вильоту, виключити несправний, але ще працездатний двигун і т.п.

2. Співвідношення між точністю і надійністю рішень в ОС зрушується убік більшої надійності. В ОС усе треба робити швидше. Тому, коли збільшуються швидкість роботи, темп діяльності, першою "страждає" точність, а потім надійність виконання дій. Саме ця особливість має на увазі, коли говориться про співвідношення точності і надійності рішень в ОС.

3. У порівнянні з нормальними умовами процес ПР в ОС є більш інерційним, що виявляється в труднощах зміни вже прийнятого рішення.

4. В ОС легше і скоріше реалізуються свої особисті рішення, рішення інших осіб реалізуються в останню чергу, а іноді і зовсім не сприймаються і не реалізуються. В умовах крайньої відповідальності і дефіциту часу може спостерігатися зворотна картина,

коли пілот починає працювати як "автомат". Останньому сприяє відсутність надійних особистих рішень.

5. В ОС різко зменшується "поле правильних рішень", тобто спостерігається "збіднення" вибору, одночасно спостерігається тенденція розширення "полю помилкових рішень" (хибне "збагачення" вибору).

Аналіз більш, ніж 10000 ОС, що відбулись у ЦА СНД протягом останніх 20 років і були зібрані одним зі співавторів, а саме М.Ф. Михайліком, дозволив виявити, що процеси, які відбуваються у свідомості пілота в ОС, кардинально відрізняються від аналогічних процесів під час "фонових" польотів. Це зв'язано з особливостями обробки інформації в людському мозку, у першу чергу з тим, що в стресовій ситуації в результаті викиду гормонів мозкової речовини наднирків – катехоламінів – різко зростає активність неспецифічної системи мозку, яка безпосередньо впливає на працездатність, чутливість, збудливість усіх відділів і нервової системи (ЦНС) [18,19]. При цьому активізується більшість нервових центрів, у тому числі й у першу чергу ті центри, що утворилися в ЦНС у процесі тих ОС, у які пілот попадав раніше.

Зазначимо, що ще понад 30 років тому знову ж М.Ф. Михайліком було доведено, що успішні дії пілота в ОС залежать, насамперед, не від його офіційно затвердженого класу кваліфікації, нальоту і т.п., а від числа ОС, у яких побував пілот. Справа в тім, що згадані нервові центри, тобто сукупність утворень різних рівнів ЦНС, спільна діяльність яких забезпечує здійснення тієї або іншої функції цілісного організму, що утворюється в процесі подолання ОС, не можуть утворитися іншим шляхом. Констеляція ж цих нервових центрів утворить матеріальний субстрат того психологічного феномена, що був названий "емоційним досвідом" (ЕД).

За визначенням, **емоційний досвід**, – це сукупність знань, умінь і навичок з подолання екстремальних ситуацій, яка виникає і закріплюється на тлі сильних емоційних переживань суцільно важливих, відповідальних і небезпечних дій. Це якась стійка структура, отримана в результаті синтезу множини дій в екстремальних ситуаціях і супутніх їм емоційних і вольових психічних станів, відбитих в емоційній пам'яті [20]. Саме ЕД протистоїть руйнуючій дії стресової, психічної, напруги, що виникає в пілота в ОС. Такий досвід – це не просто запис на листі папера або іншому неживому носії інформації. Подібно тому, як під впливом фізичних навантажень у людини формуються м'язи, так під впливом психічних навантажень у ЦНС формуються нові зв'язки, вогнища напруги, тобто відбувається не просто запис інформації, а "тренування". І саме таким чином міняється не тільки запис, але і носій.

Відбуваються значні і стійкі зміни як у нейрохімічних, так і в нейрофізіологічних механізмах забезпечення вищих функцій мозку, тобто має місце формування нового поведінкового гомеостазу, формування енграми довгострокової пам'яті. Під впливом стресу відбувається залповий викид великої кількості гормонів, змінюється склад речовин у синаптичній щілині. Цим змінюється характер і швидкість міжнейрональної взаємодії. Але, подальший ріст психологічного напруження, зв'язаний зі збільшенням небезпеки в процесі розвитку ОС, може привести до деформації ЕД.

Пілот-оператор, в залежності від стану ЦНС, може під впливом стресу або мобілізувати свої можливості, або навпаки – впасти в розгубленість, аж до повного ступору. Нормалізація обстановки приводить до відновлення гомеостазу, але не цілком первісного – залишаються сліди (залишкова деформація).

Уперше поняття про ЕД було введено у праці [11], де також введено і поняття деформації цього досвіду в процесі ОС. Причому було виявлено, що деформація відбувається не безупинно, а дискретно – "по шарах", оскільки (і, очевидно, унаслідок цього) ЕД, як і його матеріальний субстрат, являє собою багаторівневу ієрархічну структуру [21], у даному випадку складається з п'яти страт: досвіду взаємодії, пізнавального (когнітивного), вольового, моторного і біологічного досвідів [11,19] (рис. 1). Розглянемо їх детальніше.

Досвід взаємодії являє собою сукупність погоджених, цілеспрямованих і практично реалізованих колективних дій по локалізації небезпеки. Він визначається кількістю колективних дій, потрібних для подолання небезпеки в процесі польотів за весь період діяльності екіпажа. Для досвіду взаємодії характерне передбачення подій, тому він є найбільш ефективним при подоланні небезпеки. Практика показує, що лише в 12% ОС подолання небезпеки йде на рівні взаємодії, коли екіпаж працює узгоджено і цілеспрямовано. В інших випадках під впливом небезпеки погодже-

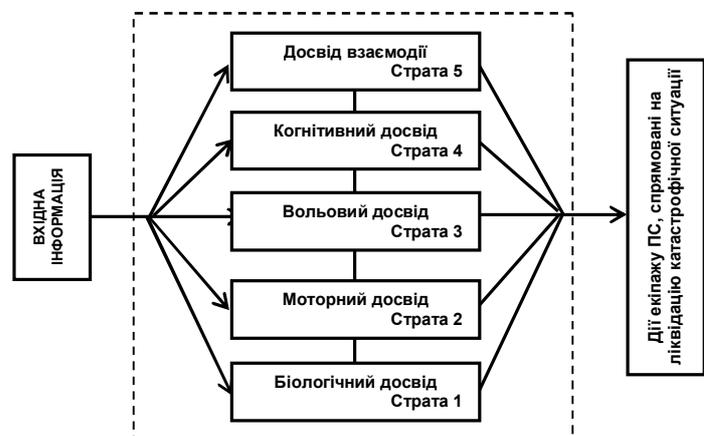


Рис. 1. Структура емоційного досвіду людини-оператора

ність дій членів льотного екіпажу (ЧЛЕ) порушується, і кожен ЧЛЕ і насамперед КПС, начебто ізолюються, покладаючись на свій особистий досвід.

Когнітивний (пізнавальний) досвід – це індивідуальний досвід кожного ЧЛЕ, заснований на практично засвоєних знаннях, навичках і уміннях, придбаних протягом усього терміну льотної діяльності. Це – саме міцне утворення в структурі досвіду пілота. Небезпека на цьому рівні переборюється завдяки знанню того, що відбулося, і умінню реалізувати свої знання, уміння й навички в конкретній обстановці. На цьому рівні переборюється 47% загальної кількості ОС.

Вольовий досвід – це сукупність цілеспрямованих зусиль ЧЛЕ, спрямованих на подолання перешкод без опори на когнітивний досвід. На цьому рівні пілот не вміє і, у силу цього, не може перебороти утруднення, що виникли у польоті. Їхнє подолання йде за рахунок вольових зусиль, високої свідомості і відповідальності за виконання поставленої задачі. У ситуації діє єдине правило «Треба!».

Практика показує, що вольова стимуляція на досягнення мети супроводжується сильною емоційною напруженістю, що виявляється в характерній позі, скутості рухів, великій пітливості, граничній лаконічності мови. Мають місце великі енергетичні витрати організму. На цьому рівні переборюється 24% ОС.

Моторний досвід – це сукупність рухових автоматизмів, що забезпечують керування об'єктом.

Деформація вольової сфери веде до “вимикання” свідомості пілота в контурі регуляції діями. Керування ПС і його системами здійснюється за рахунок автоматизованих навичок – найбільш стійкого ядра навичок пілота. Здійснювані рухи можуть бути правильними і неправильними, своєчасними і несвоєчасними – усе залежить від якості сформованих навичок на етапі навчання. У 14% випадків ОС переборюються на рівні моторного досвіду. Він характеризується також край вираженими енергетичними витратами.

Біологічний досвід – це досвід живих систем по пристосуванню до змінюваних умов зовнішнього середовища. Ведучим в діяльності цього рівня є інстинкт самозбереження. У практиці ЦА такого роду досвід зустрічається вкрай рідко (менш 1%).

Було встановлено, що послідовність руйнування розглянутих страт в процесі ОС у різних пілотів відрізняється. У одних руйнування страт йшло послідовно – “одна за одною”, у інших, відбувався “стрибок” (рис. 2), тобто, руйнування відразу ж декількох страт практично одночасно.

В реальній ситуації часто мають місце переходи

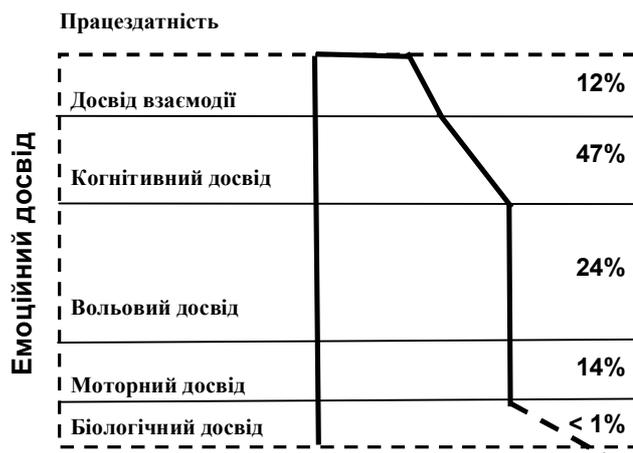


Рис. 2. Процес деформації емоційного досвіду: (цифри вказують процент ОС, що долаються на даному рівні ЕД)

від одного рівня досвіду відображення небезпеки до іншого без необоротних наслідків. Тому в описі однієї ситуації можна побачити наявність декількох рівнів, що послідовно виникають в ході розвитку ОС.

Процес деформації ЕД супроводжується витратами енергії, що збільшуються зі зниженням рівня досвіду – від досвіду взаємодії – до біологічного досвіду. Деформацію ЕД в процесі ОС можна оцінити по шкалі, що подана нижче.

Як оцінку стану S нами прийнятий суб'єктивно сприйманий ступінь деформації ЕД пілота при впливі на нього стресових факторів ОС. Величина S умовно оцінюється в межах від 0 (повна відсутність деформації) до 5. Шкала S створена на основі експертного опитування більш 2000 учасників ОС. У результаті були виділені 6 етапів деформації страт ЕД (див. рис. 2):

1. $S=0$ – деформація ЕД відсутня.
2. $S=1$ – передуючий деформаційному стан, зміна спектральних і темпоральних характеристик мови ЧЛЕ, тобто підвищення інтонації, лемент, вібрація голосу. Неповне сприйняття інформації. При цьому ЧЛЕ все ж сприймає, «бачить» інших членів екіпажу і контролює їх дії.
3. $S=2$ – взаємодія між ЧЛЕ (учасниками ОС) відсутня. Команди якщо і подаються, то без збереження “слідів” у пам'яті, або не подаються зовсім. Текст інформації від інших ЧЛЕ сприймається погано або не сприймається взагалі, але при цьому когнітивний рівень недеформований.
4. $S=3$ – часткова деформація когнітивного рівня, явні утруднення з ПР, пріоритетні напрямки діяльності ЧЛЕ реалізуються не цілком, контроль за виконанням пріоритетних дій частково переходить в область несвідомого.
5. $S=4$ – подолання небезпеки на вольовому рівні. На цьому рівні ЧЛЕ не знає і (або) не вміє

локалізувати небезпеку, але керування ПС не кидає, продовжуючи політ.

6. S=5 – подолання небезпеки на моторно-му рівні. При цьому стані небезпека відображається принципово неадекватно, оцінити ступінь небезпеки учасникові ОС важко або навіть неможливо.

3 наведеного виникає природне питання щодо вибору та використання адекватного математичного апарату, за допомогою якого можна було б описати, а потім – і передбачити виникнення в психіці пілота подібного процесу.

Аналіз наукових джерел [22 – 27] показує, що процес деформації ЕД може бути змодельованим за допомогою математичних методів теорії катастроф.

Висновки

1. На підставі аналізу матеріалів розслідування понад 10000 особливих ситуацій польоту виявлено системні особливості ПР екіпажем.

2. Сформульовані відповідні страти як складові ЕД пілотів та показаний їх вплив на усунення небезпек в польоті.

3. Запропоновано подальші дослідження проводити шляхом моделювання процесу деформації ЕД методами теорії катастроф.

Література

1. Проведение проверок безопасности полетов при производстве полетов авиакомпаниями (программа LOSA). (Док. 9803-AN /761). – Канада, Монреаль, ICAO, 2002. – 63 с.

2. Фундаментальные концепции человеческого фактора // Человеческий фактор: Сб. мат-в № 1. – Циркуляр ИКАО 216 AN / 131. – Монреаль, Канада, 1989. – 34 с.

3. Эргономика // Человеческий фактор: Сб. мат-в № 6.- Циркуляр ИКАО 238 – AN / 143. – Монреаль, Канада, 1992. – 46 с.

4. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах // Человеческий фактор: Сб. мат-в № 7. – Циркуляр ИКАО 240-AN/144. – Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.

5. Подготовка летного экипажа в кабине (CRM) и летная подготовка в условиях, приближенных к реальным (LOFT) // Человеческий фактор: Сб. мат-в № 2. – Циркуляр ИКАО AN / 132. – Монреаль, Канада, 1993. – 72 с.

6. Человеческий фактор в управлении и организации // Человеческий фактор: Сб. мат-в № 10. – Циркуляр ИКАО 247 – AN / 148. – Монреаль, Канада, 1993. – 47 с.

7. Человеческий фактор при управлении воздушным движением // Человеческий фактор: Сб. мат-в № 8. – Циркуляр ИКАО 241 – AN / 145. – Монреаль, Канада, 1993. – 51 с.

8. Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ). – Док. ИКАО 9758-AN / 966. – Монреаль, Канада, 2000

9. Рева О.М. Влияние на безопасность полетов особенностей взаимодействия элементов эргатической системы “экипаж (пилот) – повітряне судно - орган управління повітряним рухом” / О.М. Рева, А.А. Бекмухамбетов, Г.М. Селезнев // Наукові праці академії. – Кіровоград: ДЛАУ, 2002.- Вип. VI. - Ч.І.- С.147-155

10. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ (ЕНЛГ-С). – М.: Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1985. – 470 с.

11. Прокофьев А.И. Предупреждение неблагоприятных событий в полете, обусловленных деятельностью экипажа / Г.С. Карапетян, Н.Ф. Михайлик, С.П. Пичко, А.И. Прокофьев. – М.: Транспорт, 1989. – 173 с.

12. Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 1998 году / Утв. Начальником УГНБП ФАС России А.В. Нерадько 15.02.99. – М.: ФАС России, 1999. – 72 с.

13. Рева О.М. Людський фактор: помилки авіадиспетчерів та безпека польотів / О.М. Рева, Г.М. Селезнев, В.П. Колотуша // Проблеми авіонавігації: Тематич. зб. наук. праць. Вип. III: Удосконалення процесів діяльності та професійної підготовки авіаційних операторів. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – Ч. II. – С. 60-66.

14. Козелецкий Ю. Психологическая теория решений: Пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса / Ю. Козелецкий; Под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Мир, 1979. – 504 с.

15. Мушик Э. Методы принятия технических решений: Пер. с нем. В.М. Ивановой / Э. Мушик, П. Мюллер. – М.: Мир, 1990. – 208 с.

16. Вилкас Э.И. Оптимальность в играх и решениях / Э.И. Вилкас. – М.: Наука, 1990. – 256 с.

17. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т.т. Т.3. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.

18. Психология. Учебник / Под ред. А.А. Крылова. – М.: Проспект, 1999. – 584 с.

19. Малишевский А.В. CRM России: Тренинг сильного командира (пятая редакция). Методическое пособие по проведению тренинга. В 4-х частях / Сост.: А.В. Малишевский, Н.Ф. Михайлик. – Ч. 4. – СПб.: АГА, 2000. – 89 с.

20. Лейченко С.Д. Человеческий фактор в авиации: Монография в 2-х кн. / С.Д. Лейченко, А.В. Малышевский, М.Ф. Михайлик.- Кн. 1. – СПб.: – Кіровоград, 2006. – 480 с.; Кн. 2. – СПб – Кіровоград, 2006. – 512 с.

21. Месарович М. Теория иерархических многоуровневых систем / М. Месарович, Д. Мако, И. Такакура. – М.: Мир, 1973. – 344 с.

22. Голубицкий М. Устойчивые отображения и их особенности / М. Голубицкий, В. Гийемин. – М.: Мир, 1977. – 296 с.
23. Постон Т. Теория катастроф и ее приложения / Т. Постон, И. Стюарт. – М.: Мир, 1980. – 607 с.
24. Гилмор Р. Прикладная теория катастроф. В 2-х кн. / Р. Гилмор. – Кн. 1. – М.: Мир, 1984. – 350 с., – Кн. 2. – М.: Мир, 1984. – 285 с.
25. Арнольд В.И. Теория катастроф / В.И. Арнольд. – М.: Наука, 1990. – 128 с.
26. Николис Г. Познание сложного / Г. Николис, И. Пригожин. – М.: Мир, 1990. – 344 с.
27. Дугин Г.С. Перспективы использования теории катастроф для определения причин авиационных происшествий / Г.С. Дугин // Проблемы безопасности полетов: Сб. обзорн. инф. – М.: ВИНТИ, 2005. – С. 3-8.

Надійшла до редакції 12.02.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. Жуковського "ХАІ", Харків.

ВЛИЯНИЕ ЭМОЦИОНАЛЬНОГО ОПЫТА ПИЛОТОВ НА ЭКСПЛУАТАЦИЮ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ

Е.Н. Медведенко, Н.Ф. Михайлик, А.Н. Рева

Учитывая влияние человеческого фактора на безопасность функционирования авиационных эргатических систем, особенно во время принятия решений в экстремальных условиях эксплуатации воздушных судов, проведен системный анализ деятельности пилотов в более 10000 особых ситуациях полета. Дифференцированы и определены страты (опыт взаимодействия, когнитивный, волевой моторный и биологический опыт), соответствующие многоуровневой иерархической структуре практического эмоционального опыта пилотов. Установлено влияние страт на успеваемость преодоления особой ситуации полета.

Ключевые слова: безопасность полетов, экстремальные условия эксплуатации, человеческий фактор, эмоциональный опыт деятельности пилота в особых случаях полета, страта.

INFLUENCE OF THE EMOTIONAL EXPERIENCE OF PILOTS ON THE AIRCRAFTS OPERATION UNDER EXTREME CONDITIONS

O.M. Medvedenko, M.F. Mikhailik, O.M. Reva

Taking into consideration the influence of human element on the safety of aircraft and interactive systems, especially while decision making under extreme conditions, systems analysis of aviation personnel activity in more than 10000 special flight situations is carried out. Strata (experience of cooperation, cognitive, volitional motor and biological experience) that correspond to the multilevel hierarchy of pilots' emotional experience are differentiated and defined. Influence of strata on a special situation successful overcoming is established.

Key words: flight safety, extreme external environment, human element, pilots' emotional experience in special flight situations, stratum.

Медведенко Олена Николаївна – аспірант кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: ars2007@gala.net.

Михайлік Микола Федорович – кандидат психологічних наук, старший науковий співробітник, старший науковий співробітник Державної льотної академії України, Кіровоград, Україна.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: alex_reva@host.kr.ua.

УДК 629.7.072:88.4

О.М. РЕВА¹, С.О. ДМІТРІЄВ², О.М. ДМІТРІЄВ³

¹Кіровоградський національний технічний університет, Україна

²Київський національний авіаційний університет, Україна

³Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна

ПРОБЛЕМИ ФОРМУВАННЯ У ПІЛОТА НАВИЧОК ДОЛАННЯ НАСЛІДКІВ ВІДМОВ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ В РЕЖИМІ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

В статті, спираючись на статистику авіаційних подій, визначені: перманентно стабільний вплив людського чинника на безпеку польотів, а також гостра потреба світової цивільної авіації в висококваліфікованих льотних кадрах. Виявлені недоліки діючих керівних документів з льотної експлуатації повітряних суден та підготовки пілотів до дій в аварійних ситуаціях, які не передбачають тренування в умовах виникнення комплексних відмов авіаційної техніки. Зазначено, що професійна підготовка льотного складу саме в таких ситуаціях сприятиме формуванню інтегративних знань, вмінь та навичок, що дозволять пілотам працювати в режимі синхронного генератора і усувати будь-які негативні впливи на систему «екіпаж – повітряне судно». Умовами формування комплексних відмов встановлені: природно-логічний розвиток аварійної ситуації, а також психофізіологічні можливості пілотів щодо подолання наслідків відмов.

Ключові слова: режим синхронного генератора, аварійна ситуація, людський чинник, комплексні відмови авіаційної техніки, стохастична невизначеність, тренажерна підготовка пілотів

Постановка проблеми

Головною метою цивільної авіації (ЦА) є забезпечення максимальної надійності та ефективності функціонування системи "екіпаж – повітряне судно (ПС)" (СЕПС) в процесі перевезень пасажирів та вантажу, що можливо лише за умов системного підходу до вирішення проблеми безпеки польотів (БП).

На загальному фоні зниження рівня професійної майстерності льотного складу (ЛС), старіння парку авіаційної техніки (АТ), превалювання стратегії вирішення проблем економічного характеру в ущерб БП в діяльності деяких авіакомпаній [1 – 4] та інших факторів, особливо ярко висвітлюється проблема впливу людського чинника (ЛЧ) на БП.

За статистикою у світової ЦА за останні два десятиліття кількісне співвідношення ЛЧ як першопричини авіаційних подій (АП) відносно всіх інших факторів зросло з 2/3 до 3/4 від їх загальної кількості [5, 6]. При цьому вплив ЛЧ знайшов прояв у [1, 2, 7]:

- порушенні екіпажами ПС вимог керівних документів;
- прийнятті невірних рішень при вильоті / виконанні посадки в складних метеоумовах (СМУ);
- порушенні правил льотно-технічної експлуатації ПС екіпажами.

Одночасно, внаслідок зростання рівня автоматизації польоту з'явилися нові чинники негативного впливу на надійність [8, 9]:

- при незмінно високих вимогах до психофізіологічної складової надійності пілота багатократно зростають вимоги до його інтелектуальних якостей;
- в умовах тотальної автоматизації певним чином руйнуються навички ручного пілотування ПС;
- підвищується ризик прояви прорахунків проектування автоматизованих систем.

Особливо гостро відчувається вплив ЛЧ на безпечне функціонування СЕПС при виникненні аварійних ситуацій (АС) в польоті, коли необхідний швидкий аналіз, адекватне ситуативне рішення (можливо, – єдине вірне) та його чітка реалізація. Тому на всіх етапах льотної роботи з метою обмеження негативного впливу ЛЧ на БП необхідно приділяти особливу увагу організації безперервного процесу розвитку й вдосконалення знань, вмінь і навичок щодо дій пілота в АС та його всебічного забезпечення.

Особливо зазначимо, що якщо ситуація з негативним впливом ЛЧ на БП терміново і кардинально не зміниться у кращий бік (рис. 1), то за прогнозами експертів фірми Boeing, починаючи з 2010 року, світова ЦА буде втрачати щотижня одне ПС саме, що пов'язано, у т.ч., зі зростаючою чисельністю світового повітряного флоту, не зважаючи на постійне збільшення рівня його надійності.

Таким чином, існує потреба в розробці нових підходів в організації й забезпеченні процесу професійної підготовки (ПП) пілотів до дій в АС, особли-

во на початковому етапі їх льотної діяльності, коли формуються базові вміння, навички та знання.

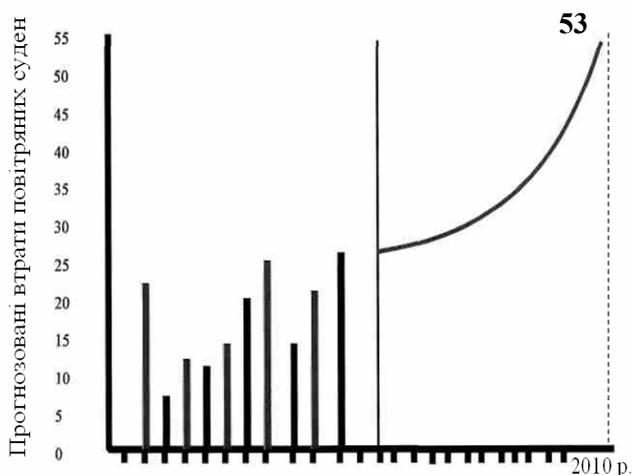


Рис. 1. Прогнозовані втрати повітряних суден/рік

Аналіз досліджень і публікацій. На фоні прогнозу гострого дефіциту льотних кадрів [10], який, на жаль, підтвердили сьогоденні реалії, слід особливо зазначити збільшення впливу фактору недостатньої професійної майстерності пілотів у статистиці АП [1, 11], хоча добре підготовлений пілот може значно підвищити загальну надійність функціонування СЕПС, активно включаючись у локалізацію та усунення наслідків відмов АТ [12].

На теперішній час для формалізації професійної діяльності (ПД) екіпажу ПС (ЕПС) застосовуються різноманітні математичні моделі [13]. Скажімо, за принципом побудови при розгляді методики ПП ЕПС до дій в АС застосовується структурна модель, яка відображає ПД пілота з точки зору її ефективності та надійності. Ця модель побудована на основі типових блоків з відомими імовірнісними і часовими характеристиками [14, 15], що подані у зальному виді на рівні математичного очікування та дисперсії.

Різновиди практичного застосування моделі – це аварійні карти і відповідні технологічні графіки. Під час тренажерної підготовки відпрацьовуються ті навички, які потребують "рефлекторних" дій від ЕПС, тобто необхідного ступеня автоматизму.

Проте зазначена методика не враховує різноманіття можливих АС, а також не в повному обсязі враховує вплив зовнішніх та внутрішніх факторів на надійність роботи ергатичної системи "екіпаж – повітряне судно".

Постановка завдання. Метою статті є розробка загальних рекомендацій щодо вдосконалення процесів професійної підготовки (ПП) льотного складу (ЛС) до дій в АС на тренажері.

Підходи до формування у пілота системних навичок і вмінь евристичної діяльності в аварійних ситуаціях

В сучасних дослідників СЕПС спостерігається тенденція переходу до більш детального розгляду закономірностей процесу ПП, що призвело до необхідності врахування його коливального характеру, вивчення складності та умов виконання навчального завдання. Характерним у цьому відношенні є підхід В.Ф. Венді [16], названий ним "трансформаційною теорією навчання", що відображає діалектичний закон переходу кількісних змін в якісні. Сутність цього підходу полягає в тому, що коливання показника якості діяльності в процесі ПП розглядається як закономірний результат послідовної зміни стратегій, тактик й навіть окремих прийомів, за допомогою яких відпрацьовується індивідуальний стиль діяльності тих, хто навчається. Цей підхід добре ілюструє 4 послідовні стадії формування будь-якої операторської діяльності [17]: режим компенсації, переслідування з компенсацією, передбачення, передвіщання (режим синхронного генератора) (рис. 2).

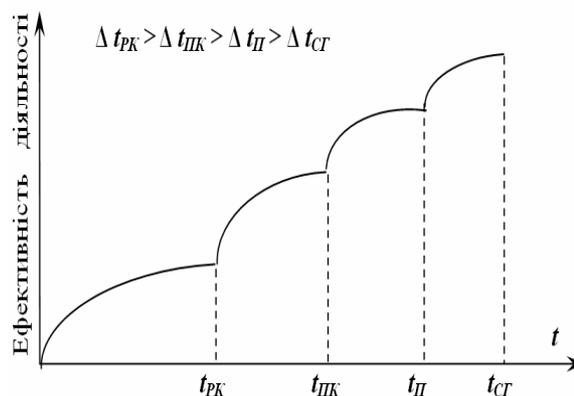


Рис. 2. Стадії формування навичок операторської діяльності

Складність льотної діяльності вимагає змін стратегій й тактики поведінки ЛС в процесі її виконання і ПП, що впливає на коливальний характер кривої навчання [18]. Для відносно простих дій ця крива може мати монотонний характер, навіть без згладжування.

Моделювання стрибків (імпульсивного переходу) на новий ступінь розвитку професійних навичок вперше було здійснено В.А. Горячевим [18] на базі прикладної теорії інформації шляхом використання методів інформаційних ланцюгів А.О. Денісова [19]. Та сама задача була вирішена проф. О.М. Ревою шляхом використання методів прогнозування випадкових процесів для аналізу ПП пілотів [20].

Розрахунки моделі навчання виконуються з позицій мікро та макropідходу [20,21]. Мікропідхід передбачає детальне вивчення модифікацій станів образно-понятійної моделі під дією управляючих впливів. При макropідході вивчають особливості процесу ПП, що описуються в параметрах (термінах) результатів діяльності, величини та характеру управляючих впливів. Відомі два способи отримання математичних моделей навчання:

– експериментальний, що закладений в апроксимації даних, отриманих при контролі ПП, аналітичною функцією [22];

– теоретичним шляхом на основі звісної теорії, що задовольняє психологічним й математичним уявленням процесу навчання [21].

Незалежно від прийнятої моделі навчання і формування навичок ПП завжди зводиться до послідовної постановці пілоту-оператору завдань, багаторазово рішень яких призводить до появи у нього відповідних навичок по дозованим впливам на об'єкти контролю та управління. По мірі придбання навичок, дії тих, хто навчається, характеризуються деякою ступеню статистичної стійкості.

Розглядаючи формалізацію процесу ПП, зауважимо, що відповідна модель повинна:

– бути психологічно обгрунтованою, тобто відповідати, в загальних рисах, психологічної сутності процесу ПП;

– забезпечувати дослідження не тільки групових, а також індивідуальних закономірностей становлення процесу навичок.

Етап ПП пілота до праці в режимі синхронного генератора передбачає формування в нього таких універсальних знань, вмінь та навичок, що дозволять йому локалізувати наслідки будь-якої АС (загальна кількість відмов АТ може бути невизначеною). Недоліки існуючих програм тренажерної підготовки (ТП) до дій в АС не дозволяють це зробити.

Розглянемо для прикладу найбільш простий серед тренажерів літаків – ТПО Як-18Т, на якому імітується 18 різних відмов АТ. Загальна кількість різноманітних АС, яким можна навчати на тренажері обчислюється згідно формули [23]:

$$N = \sum_{m=1}^n P_m C_n^m, \quad (1)$$

де n – кількість відмов, що моделюються на тренажері; m – кількість відмов в серії (вправ); P_m – перестановки m відмов, що визначають послідовність їх вводу; C_n^m – сполучення m з n відмов.

Використаємо вираз (1) для розрахунку числа теоретично можливих АС на ТПО Як-18Т:

$$N = \sum_{m=1}^{n=18} P_m C_{18}^m = 1,75 \cdot 10^{16}. \quad (2)$$

Враховуючи у т.ч. результати досліджень О.М. Реви [12, 23, 24] можна зменшити кількість потенційно-можливих АС таким чином:

а) систематизацією АС по спеціальним групам за визначеними ознаками;

– відмови, що потребують термінового втручання (6 відмов);

– відмови, що потребують своєчасного розпізнавання (9 відмов);

– відмови, що потребують правильних дій (3 відмови);

б) використанням методу комбінаторної оптимізації в обчисленні варіантів розвитку АС за допомогою побудови дерева альтернатив (зрізавши тупикові гілки із завідомо неможливим розвитком подій);

в) врахуванням психофізіологічної здатності ЕПС розв'язати АС;

г) врахуванням природно-логічного розвитку ситуації;

е) організацією тренування до дій тільки в таких АС, які не можуть бути змодельовані на більш простих тренажерах (функціональному, операційному чи будь-якому іншому тощо).

Тільки за рахунок систематизації відмов по трьом групам вдалося знизити попередню невизначеність у $1,76 \cdot 10^{10}$ разів:

$$N = N_1 + N_2 + N_3 = \sum_{m_1=1}^{n_1=6} P_{m_1} \cdot C_6^{m_1} + \sum_{m_2=1}^{n_2=9} P_{m_2} \cdot C_9^{m_2} + \sum_{m_3=1}^{n_3=3} P_{m_3} \cdot C_3^{m_3} = 1956 + 986409 + 15 = 988380. \quad (3)$$

Можна обчислити кількість можливих варіантів послідовного введення відмов АТ інструктором на тому самому ТПО Як-18Т за допомогою побудови дерева альтернатив (рішень) або їх наслідків. Як приклад – розглянемо можливі варіанти комбінаций введення особливих випадків польоту (ОВП) 1 групи за умови, що спочатку вводиться АС "розкручування гвинта" (рис. 3).

Отже, п'ятий та шостий ОВП відпрацьовуються разом тому, що після відмови двигуна за природно-логічному розвитку АС можливе лише відпрацювання вимушеної посадки літака. За аналогією будуються варіанти комбінаций введення ОВП з іншими відмовами АТ першої групи.

Згідно проведених розрахунків для відпрацювання лише всіх можливих АС, пов'язаних з відмовами першої групи ОВП необхідно виконати на тренажері 67 варіантів АС замість 1956. Якщо додатково обрахувати АС окремо для другої та третьої груп ОВП, а також й варіанти їх комбінованого відпрацювання ми отримуємо чотирьохзначне число, що фактично унеможливує відпрацювання усіх можливих комбінаций послідовного введення ОВП під час ТП.

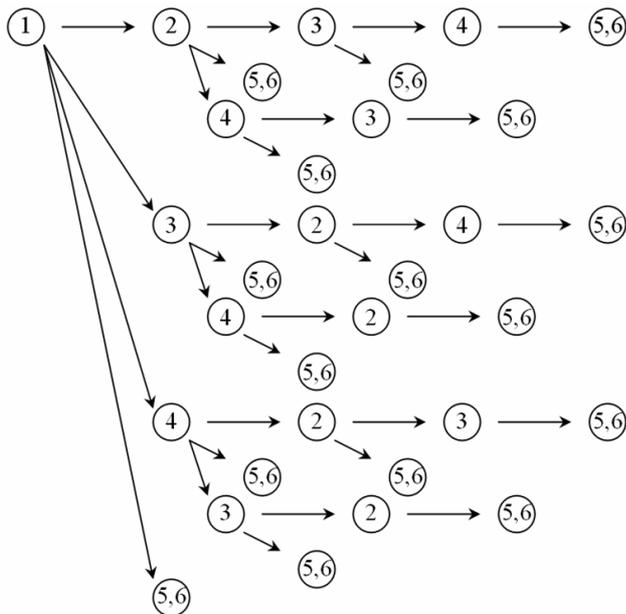


Рис. 3. Варіанти комбінацій введення особливих випадків польоту, що вимагають негайного втручання в процес управління:
1 – розкручування гвинта; 2 – падіння тиску гасу;
3 – падіння тиску масла; 4 – стружка в двигуні;
5 – відмова двигуна; 6 – вимушена посадка

Розгляд зазначеного питання є надзвичайно важливим, адже враховуючи вимоги JAR-STD 1A [25] щодо мінімальної кількості відмов АТ, які можуть бути змодельовані на пілотажному тренажері літака (не менш ніж 200), загальна кількість можливих варіантів лише послідовного введення відмов АТ складе ще більшу за обчислену згідно виразів (1), (2) астрономічну величину. Тому можливість розвитку окремого варіанту АС розглядається як деяка випадковість. Тим самим можна стверджувати, що пілот-інструктор тренажера під час вибору та введення ЕПС варіантів АС потрапляє в ситуацію стохастичної невизначеності. В цей час (в умовах ризику) прийняття найбільш оптимального рішення заважає неповнота та / або недостатність необхідної вихідної інформації, що пов'язано з дефіцитом часу, або з потраплянням в ситуацію, що потребує евристичної діяльності при її вирішенні.

Привернемо увагу, що оптимізацією переліку АС з імітацією комплексу відмов АТ на комплексному тренажері літака (КТЛ) досі не приділялося достатньої уваги. На теперішній час жодне Керівництво з льотної експлуатації (КЛЕ) не розглядає АС, пов'язаних з одночасним / послідовним виникненням відмов АТ. Проте вирішення цієї проблеми неминуче призведе до необхідності зміни технології дій ЧЛЕ, ніж в окремо взятому ОВП.

Пропонуємо для вирішення цього питання використати ще один підхід до зменшення невизначеності

в АС, а саме розробити модель ТП пілотів до дій в АС із застосуванням методів комбінаторної оптимізації та морфологічного аналізу [26]. Для цього розглянемо сукупність АС у вигляді тривимірної шухлядки, що наочно подано на рис. 4.

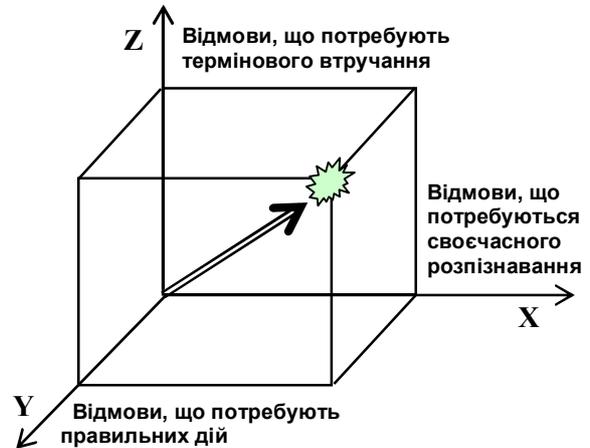


Рис. 4. Явлення множини аварійних ситуацій у вигляді тривимірної шухлядки

Кожна АС, визначена комплексом відмов АТ, уявляється як точка в просторі, тобто як впорядкована трійка чисел (X, Y, Z) . Окремі числа X, Y, Z в ній є послідовними координатами (X, Y, Z) й означають: міру небезпечності і складності відмов АТ, що потребують своєчасного розпізнавання (X), термінового втручання (Z), правильних дій (Y). Тобто ми можемо розглядати кожен окрему сукупність АС як суму однокритеріальних (скалярних) величин складності за відповідними координатними величинами, або як суму багатокритеріальних (векторних) величин складності. При цьому сума подій визначається їх логічним поєднанням за допомогою кон'юнкції і диз'юнкції.

Проводячи зменшення невизначеності, ми можемо побудувати поверхню можливих АС.

Побудову поверхні психофізіологічної здатності ЕПС вірно (правильно) діяти під час відпрацювання АС здійснюємо шляхом побудови відповідних професіограм [21, 23].

При цьому необхідно врахувати, що середнє значення інтенсивності діяльності пілота не повинно перевищувати $J=1,6$ $^{OE}/сек.$, середня швидкість переробки інформації $0,63 \leq S_{сер} \leq 1,29$ біт/с, нормований показник логічної складності $L_n \leq 0,2$, нормований показник стереотипності дій $0,25 \leq Z_n \leq 0,85$. Саме тоді кількість помилкових дій не перевищує 5%.

Наступним кроком має бути порівняння двох отриманих поверхонь та розробка (коригування в залежності від рівня ПП) програм ПП ЧЛЕ на КТЛ до дій в ОВП.

Висновки

1. З огляду наукових джерел впливає гостра потреба світової ЦА в висококваліфікованих пілотах, основа формування яких закладається під час початкової ПП у льотних навчальних закладах. При цьому особлива увага має приділятися їх підготовці до дій в АС.

2. Діючи нормативні документи та програми ПП пілотів до дій в АС не передбачають вводу комплексних відмов АТ, що створює "білі плями" у формуванні професійного пілота як "синхронного генератора", тобто не сприяють формуванню в пілота на базі інтегральних знань, умінь та навичок евристичним шляхом правильно і своєчасно діяти в будь-якій ситуації, пов'язаній з комплексною відмовою АТ.

3. Загальна кількість теоретично можливих АС в залежності від кількості відмов та послідовності їх введення може досягати астрономічного числа. Зняття цієї невизначеності можливе шляхом використання методів комбінаторної оптимізації, морфологічного аналізу, алгоритмічного моделювання, що є методом подальших досліджень авторів.

Література

1. Аналіз рівня безпеки польотів та виявлення потенціальних факторів аварійності з цивільними повітряними судами України за 10 років (1997 – 2007 р.). – К.: ДАА, 2008. – 63 с.
2. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников "Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства" в 2007 году (Доклад Межгосударственного авиационного комитета). – М.: МАК, февраль 2009. – 32 с.
3. Федотов Л.Е. Авиационные происшествия в гражданской авиации РФ из-за полной выработки топлива в полете / Л.Е. Федотов // Проблемы безопасности полетов: Обзорн. инф. – М.: ВИНТИ, 1994. – Вып. 2. – С. 22-24.
4. Леоноровиц Джеффри. Выгода превышает безопасность / Джеффри Леоноровиц, Б. Рыбак // Aviation Week & Space Technology (Еженедельник авиации и космической технологии): Изд-е на русском языке. – Лето 1994. – С. 6-8.
5. Руководство по предотвращению авиационных происшествий Док. ИКАО 9422-AN/923. – Монреаль, Канада, 1984. – 144 с.
6. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) Док. ИКАО 9859-AN/460. Изд-е первое. – Монреаль, Канада, 2006. – 364 с.
7. Методические рекомендации по предотвращению авиационных происшествий в гражданской авиации. – М.: Воздуш. трансп., 1986. – 48 с.
8. Сильвестров М.М. Автоматизация управления летательными аппаратами с учетом человеческого фактора / М.М. Сильвестров, Л.М. Козио-

ров, В.А. Пономаренко. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.

9. Эксплуатационные последствия автоматизации в оборудованных передовой техникой кабинах экипажа. Циркуляр ИКАО 234-AN/142. – Монреаль, Канада, 1992. – 144 с.

10. Комаров А.А. Факторы дефицита лётных кадров. / А.А. Комаров, А.Н. Рева, М.И. Рубец // Наук. пр. академії. – Вып. 2. – Ч.1. – Кировоград.: ДЛАУ, 1997. – С. 101-111.

11. Flight Safety Foundation [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.FlightSafety.org>.

12. Рева А.Н. Человеческий фактор и безопасность полётов: (проактивное исследование влияния) / А.Н. Рева, К.М. Тумьшев, А.А. Бекмухамбетов; Науч. ред.: А.Н. Рева, К.М. Тумьшев. – Алматы, 2007. – 242 с.

13. Шибанов Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах "человек-техника" / Г.П. Шибанов. – М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.

14. Авиационные цифровые системы контроля и управления / Под ред В.А. Мясникова, В.П. Петрова. – Л.: Машиностроение, 1976. – 608 с.

15. Губинский А.И. Эргономическое проектирование судовых систем управления / А.И. Губинский, В.Г. Евграфов. – Л.: Судостроение, 1977. – 224 с.

16. Теория и эксперимент в анализе труда операторов / Под ред. В.Ф. Венды, В.А. Вавилова. – М.: Наука, 1983. – 332 с.

17. Шеридан Т.Б., Феррел У.Р. Система человек – машина: Модели обработки информации, управления и принятия решения человеком-оператором: Пер. с англ. / Т.Б. Шеридан, У.Р. Феррел; Под ред. Х.В. Фролова. – М.: Машиностроение, 1980. – 400 с.

18. Горячев В.А. Эргономические основы создания и применения авиационных тренажёров. Автореф. дис... д-ра техн. наук по специальности 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта". – Л.: ОЛАГА, 1986. – 28 с.

19. Денисов А.А. Теория больших систем управления / А.А. Денисов, Д.Н. Колесников. – Л.: Энергоиздат, 1982. – 287 с.

20. Рева О.М. Мікропідхід в моделі професійної підготовки та прогнозування техніки пілотування: Наукові праці академії. – Вып. V., 4.1. – Кировоград: ДЛАУ, 2000. – С. 170-188.

21. Микинелов А.Л., Чепига В.Е. Оптимизация лётной эксплуатации: Учеб. пос. для студентов вузов ГА. – М.: Воздушный транспорт, 1992. – 192 с.

22. Методы инженерно-психологических исследований в авиации / Под ред. Ю.П. Доброленского. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.

23. Рева А.Н. Оптимизация профессиональной деятельности инструктора авиационного тренажёра: Науч.-практ. реком. / А.Н. Рева, В.А. Горячев, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. А.Н. Ревы, В.А. Бодрова. – М.: ИПАН, 1990. – 125 с.

24. Рева А.Н. Эргономические методы и средства тренажерной подготовки летного состава: Науч.-практ. реком. / А.Н. Рева, А.А. Комаров, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. А.Н. Ревы, М.И. Рубца. – Кировоград: ГЛАУ, 1995. – 106 с.

25. Joint Aviation Authorities [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.jaa.nl>.

26. Клар Дж. Системология: Автоматизация решения системных задач / Пер. с англ. М.А. Зуева. – М.: Радио и связь, 1990. – 544 с.

Надійшла до редакції 3.03.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ПРОБЛЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ У ПИЛОТА НАВЫКОВ ПРЕОДОЛЕНИЯ ПОСЛЕДСТВИЙ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В РЕЖИМЕ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

А.Н. Рева, С.А. Дмитриев, О.Н. Дмитриев

В статье, опираясь на статистику авиационных происшествий, определено: перманентно стабильное влияние человеческого фактора на безопасность полетов, а также острая потребность мировой гражданской авиации в высококвалифицированных летных кадрах. Выявлены недостатки действующих руководящих документов по летной эксплуатации воздушных судов и подготовке пилотов к действиям в аварийных ситуациях, которые не предусматривают тренировки в условиях возникновения комплексных отказов авиационной техники. Указано, что профессиональная подготовка летного состава именно в таких ситуациях будет оказывать содействие формированию интегративных знаний, умений и навыков, которые разрешат пилотам работать в режиме синхронного генератора и устранять любые отрицательные влияния на систему «экипаж - воздушное судно». Условиями формирования комплексных отказов установлены: природно-логическое развитие аварийной ситуации, а также психофизиологические возможности пилотов по преодолению последствий отказов.

Ключевые слова: режим синхронного генератора, аварийная ситуация, человеческий фактор, комплексные отказы авиационной техники, стохастична неопределенность, тренажерная подготовка пилотов

PROBLEMS OF FORMING PILOTS' SKILLS OF OVERCOMING THE CONSEQUENCES OF THE AVIATION EQUIPMENT FAILURE IN THE SYNCHRONOUS GENERATOR MODE

O.M. Reva, S.O. Dmitriev, O.M. Dmitriev

The paper, relying on the statistics of aviation incidents, defines a permanently stable influence of the human factor on the flight safety and a sharp need of the world civil aviation for highly qualified flight personnel. The imperfection of the current guidance documents on flight operation of aircrafts and preparing pilots for the correct acting in emergency situations is revealed as they do not presuppose training in cases of complex aviation equipment failures. It is stated that professional training of the flight personnel in these very situations will promote acquiring integrative knowledge, skills and abilities, which will allow pilot to work in the synchronous generator mode and remove any negative influence on the "crew-aircraft" system. The conditions of complex failures occurrence are defined; they are a natural logic development of emergency situations and pilots' psychophysiological capability of overcoming failure consequences.

Keywords: synchronous generator mode, emergency situation, human factor, complex aviation equipment failures, stochastic uncertainty, pilots' stimulator training

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: alex_reva@host.kr.ua.

Дмитрієв Сергій Олексійович – д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри збереження льотної придатності авіаційної техніки, Київський національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: sad@nau.edu.ua.

Дмитрієв Олег Миколайович – старший викладач кафедри льотної експлуатації, Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна, e-mail: Dmitronik1970@rambler.ru.

УДК 681.2.088

Т.В. БЫКОВА

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

СИНТЕЗ ОПЕРАТОРА КОРРЕКЦИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ДИНАМИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ В БАЗИСЕ ОРТОГОНАЛЬНЫХ ВЕЙВЛЕТОВ

Предложен метод построения оператора коррекции результатов динамических измерений в базисе ортогональных вейвлетов с целью повышения их точности. Разработанная структура цифрового фильтра, реализующего корректирующий алгоритм, позволяет сохранить свойства присутствующего в обрабатываемом сигнале шума и отфильтровать его на основании априорно полученной о нем информации. Устойчивость описываемого корректирующего оператора обеспечивается правильным выбором вейвлет-функции, который осуществляется на основании информации о модели измерительного устройства. Эффективность работы предложенного корректирующего оператора проверена методом математического моделирования.

Ключевые слова: динамические измерения, динамическая погрешность, обратный оператор, корректирующий оператор, спектральное окно, ортогональный вейвлет-базис.

Введение

Основными тенденциями развития информационно-измерительных систем (ИИС) для прочностных испытаний транспортных конструкций, в частности железнодорожных вагонов [1] и летательных аппаратов [2], является улучшение метрологических характеристик их измерительных каналов без увеличения стоимости. Это возможно путем программной коррекции результатов измерений, которая заключается во внесении поправки на систематические погрешности. При измерении переменных процессов, которые имеют место при усталостных испытаниях, в силу инерционности измерительных каналов (ИК) ИИС возникает динамическая погрешность, которая может значительно превышать статическую. Коррекция динамической погрешности осуществляется путем обработки зарегистрированного сигнала корректирующим оператором, равным обратному оператору ИК ИИС, умноженному на стабилизирующий функционал [3]. Такая задача называется обратной задачей динамики или задачей восстановления входного сигнала по выходному.

Вид стабилизирующего функционала определяется параметрами измеряемого сигнала, который, как правило, носит нестационарный характер, особенно при испытаниях в реальных режимах движения транспортного средства. Для адаптации корректирующего оператора к особенностям измеряемого сигнала его необходимо строить с использованием математического аппарата, который предназначен для обработки нестационарных процессов. Таким аппаратом является вейвлет-преобразование. Оно

позволяет получить частотно-временное представление сигнала и, тем самым, автоматически решить вопрос поиска оптимальных параметров стабилизатора для текущей реализации.

Корректирующий оператор строится таким образом, чтобы ограничить поиск решения на множестве гладких функций. Одним из методов является умножение обратного оператора ИК на спектральное окно, которое служит стабилизирующим множителем [4, 5]. Тогда корректирующий оператор для средства измерительной техники (СИТ) определяется выражением:

$$W_{\text{корр}}(j\omega) = W_{\text{СИТ}}^{-1}(j\omega)V(j\omega),$$

где $W_{\text{СИТ}}(j\omega)$ – комплексная частотная характеристика ИК; $V(j\omega)$ – прямоугольное спектральное окно или окно типа Блэкмана, Хемминга, Бартлетта и др.

Спектральное окно ограничивает влияние высокочастотных помех, присутствующих в корректируемом сигнале. Вид модуля частотной характеристики полученного таким образом корректирующего оператора показан на рис. 1. Форма и ширина окна зависят от спектральных характеристик измеряемого сигнала.

Для нестационарных процессов следует определять спектральные характеристики текущей реализации сигнала, чтобы установить такие параметры окна, которые позволят достичь требуемой погрешности коррекции. Применение преобразования Фурье для таких задач сопряжено со значительными трудностями и малоэффективно. Для цели коррекции погрешности динамических измерений следует

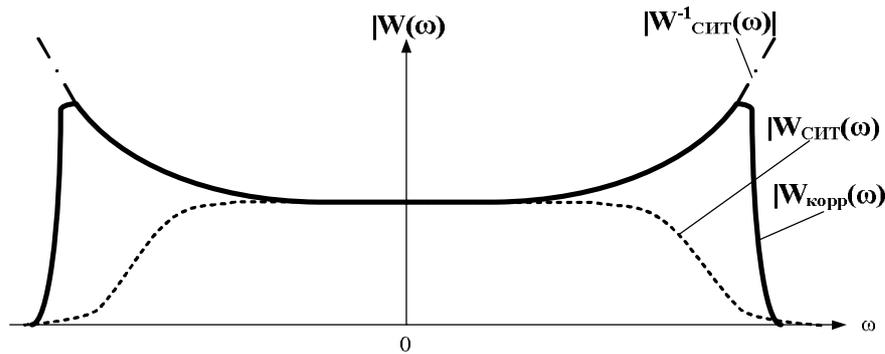


Рис. 1. Графики модулей частотных характеристик СИТ, обратного и корректирующего операторов

воспользоваться дискретным вейвлет-преобразованием, так как оно, в отличие от непрерывного, позволяет накрыть всю частотную область сигнала.

Построение корректирующего оператора в базисе вейвлетов

Дискретное вейвлет-преобразование, выполняемое по алгоритму Малла [6], основывается на концепции кратномасштабного анализа пространства обрабатываемого сигнала. Сигнал $x(t)$ проецируется на j пространств, в которых определен свой базис из вейвлетных функций, тогда он может быть представлен в виде следующего выражения:

$$x(t) = \sum_k \langle x(t), \overline{\phi_{jk}(t)} \rangle \phi_k(t) + \sum_j \sum_k \langle x(t), \overline{\psi_{jk}(t)} \rangle \psi_{jk}(t), \quad (1)$$

где $\psi_{jk}(t)$, $\phi_{jk}(t)$ – соответственно вейвлетная и масштабирующая функции, получаемые из исходных вейвлетной $\psi(t)$ и масштабирующей $\phi(t)$ функций путем сдвига и масштабирования; $\langle \bullet, \bullet \rangle$ – скалярное произведение; $\overline{\bullet}$ – операция комплексного сопряжения.

В частотной области выражение (1) соответствует делению спектральной области сигнала набором полосовых фильтров, в роли которых выступают вейвлет-функции, на частотные полосы. Процесс декомпозиции сигнала осуществляется итерационным способом, как показано на рис. 2.

На первом этапе сигнал делится на две составляющие низкочастотным $\Phi_1(\omega)$ и высокочастотным фильтрами $\Psi_1(\omega)$, которые являются Фурье образами вейвлетов $\phi(t)$ и $\psi(t)$ на первом масштабе. Далее низкочастотная часть в свою очередь делится фильтрами $\Phi_2(\omega)$ и $\Psi_2(\omega)$, которые соответствуют вейвлетам на втором масштабе и т.д. В результате получается несколько частотных полос, выделенных

фильтрами $\Psi_1(\omega)$, $\Psi_2(\omega), \dots, \Psi_j(\omega)$, и одна низкочастотная часть, выделенная фильтром $\Phi_j(\omega)$.

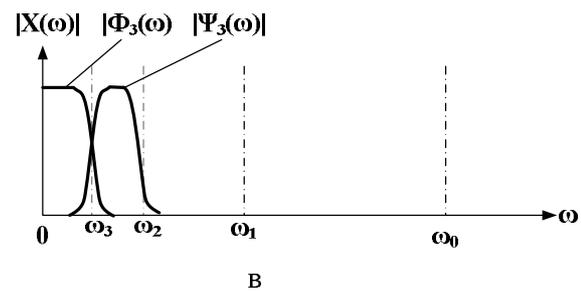
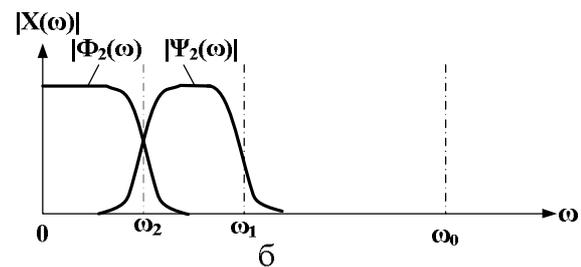
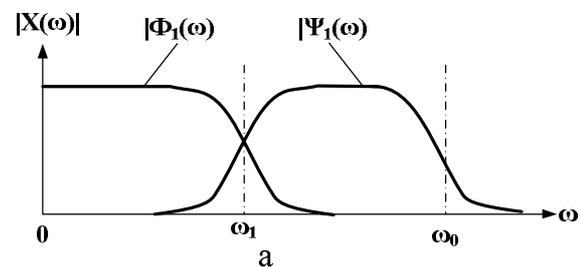


Рис. 2. Схема вейвлет-декомпозиции сигнала

Восстановление из вейвлет-спектра производится с помощью восстанавливающих фильтров путем последовательного перехода от более высокого уровня разложения к более низкому. В процессах вейвлет-разложения и восстановления сами базисные функции не участвуют, так как являются линейными комбинациями аналогичных функций с предыдущих масштабов. В образах Фурье связь функций двух соседних масштабов выражается соотношениями:

$$\begin{aligned} \Phi(\omega) &= m_{b_0} \left(\frac{\omega}{2} \right) \Phi \left(\frac{\omega}{2} \right) = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_n h(n) e^{-inb_0\omega} \Phi \left(\frac{\omega}{2} \right); \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \Psi(\omega) &= l_{b_0} \left(\frac{\omega}{2} \right) \Phi \left(\frac{\omega}{2} \right) = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_n g(n) e^{-inb_0\omega} \Phi \left(\frac{\omega}{2} \right), \end{aligned} \quad (3)$$

где $h(n)$, $g(n)$ – коэффициенты цифровых фильтров перехода от одного масштаба к соседнему.

В операциях вейвлет-разложения переход от одного уровня к другому производится итерационно. На нулевом масштабе в качестве коэффициентов аппроксимации выступают дискретные отсчеты сигнала $x(t)$, а коэффициенты на следующих уровнях находятся путем операции круговой свертки последовательности коэффициентов аппроксимации предыдущего уровня с фильтрами $h(n)$ и $g(n)$.

Восстановление сигнала из коэффициентов выполняется с помощью двойственных базисов, для которых справедливы соотношения:

$$\begin{aligned} \tilde{\Phi}(\omega) &= \tilde{m}_{b_0} \left(\frac{\omega}{2} \right) \tilde{\Phi} \left(\frac{\omega}{2} \right) = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_n \tilde{h}(n) e^{-inb_0\omega} \tilde{\Phi} \left(\frac{\omega}{2} \right); \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \tilde{\Psi}(\omega) &= \tilde{l}_{b_0} \left(\frac{\omega}{2} \right) \tilde{\Phi} \left(\frac{\omega}{2} \right) = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_n \tilde{g}(n) e^{-inb_0\omega} \tilde{\Phi} \left(\frac{\omega}{2} \right), \end{aligned} \quad (5)$$

где $\tilde{h}(n)$, $\tilde{g}(n)$ – коэффициенты цифровых фильтров реконструкции.

Построение корректирующего оператора в базисе вейвлетов предлагается осуществить таким образом, чтобы свойства присутствующего в сигнале шума не менялись после декомпозиции сигнала. С этой целью автором получена такая структура корректирующего фильтра, при которой операция непосредственно коррекции происходит на этапе восстановления сигнала из вейвлет-коэффициентов. Соответствующие фильтры реконструкции синтезируются из фильтров реконструкции ортогональных вейвлетов умножением их Фурье-образов на оператор вида $W_{СИТ}^{-1}(\omega)$. Фильтры реконструкции корректирующего оператора соответствуют выражениям:

$$\begin{aligned} \tilde{L}_{j,k}(\omega) &= W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) \tilde{\Phi}_{j,k}(\omega) = \\ &= W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) 2^{-j/2} \tilde{\Phi}(2^{-j}\omega) e^{-i\omega 2^{-j}k}, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \tilde{F}_{j,k}(\omega) &= W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) \tilde{\Psi}_{j,k}(\omega) = \\ &= W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) 2^{-j/2} \tilde{\Psi}(2^{-j}\omega) e^{-i\omega 2^{-j}k}. \end{aligned} \quad (7)$$

Корректирующий оператор, построенный из фильтров (6) и (7) (см. рис. 3), будет устойчив только в том случае, если скорость затухания частотной характеристики исходных вейвлетов больше скорости нарастания частотной характеристики обратного оператора СИТ.

Известно, что частотная характеристика вейвлетов затухает как $1/\omega^m$, где m – количество производных вейвлет-функции [6]. Вейвлеты Добеши, например, имеют μM непрерывных производных, где $\mu = 0,275$, а M – порядок вейвлета. Скорость роста частотной характеристики обратного оператора определяется как $1/\omega^r$, где r – разность степеней его числителя и знаменателя.

Таким образом, при построении устойчивого оператора коррекции следует выбирать вейвлет на основании информации о модели СИТ.

Функции (6) и (6) на разных масштабах не отвечают условию масштабируемости как классические вейвлеты, поэтому для них необходимо получить коэффициенты фильтров реконструкции. Выражение (6) для фильтра соседнего масштаба в образах Фурье имеет вид:

$$\begin{aligned} \tilde{L}_{j-1}(\omega) &= W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) 2^{-j/2} \tilde{\Phi}(2^{-j}\omega) = \\ &= W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) \tilde{\Phi}(2^{-j}\omega) \tilde{H}(2^{-j}\omega), \end{aligned} \quad (8)$$

где $\tilde{H}(\omega)$ – частотная характеристика низкочастотного фильтра реконструкции.

Из (8) путем обратного преобразования Фурье получим выражения для низкочастотного фильтра реконструкции:

$$l_j(n) = \frac{1}{2\pi} \int W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) H(2^{-j}\omega) e^{i2^{-j}\omega n} d\omega. \quad (9)$$

Аналогично получим выражение для высокочастотного фильтра реконструкции:

$$\tilde{f}_j(n) = \frac{1}{2\pi} \int W_{\tilde{N}\tilde{E}\tilde{O}}^{-1}(\omega) G(2^{-j}\omega) e^{i2^{-j}\omega n} d\omega, \quad (10)$$

где $\tilde{G}(\omega)$ – частотная характеристика высокочастотного фильтра реконструкции.

Рекурсивный алгоритм коррекции результатов динамических измерений

Построение фильтра, соответствующего полуженному оператору коррекции, осуществляется на основании структуры вейвлет-фильтра, работающего по алгоритму Мала. Следует заметить, что на каждом масштабе фильтры реконструкции отличаются

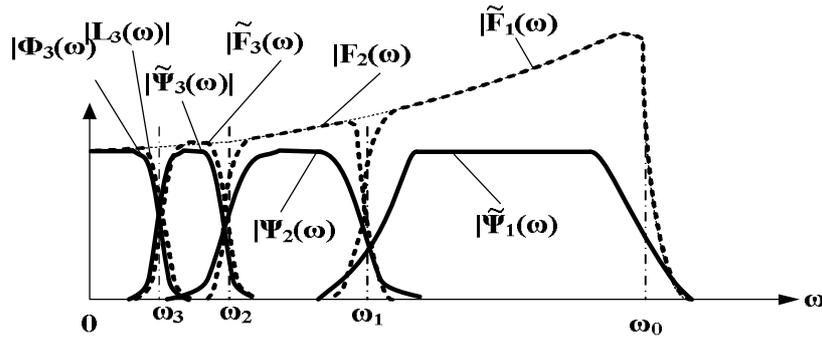


Рис. 3. Модули частотных характеристик вейвлет-фильтров реконструкции оператора коррекции

друг от друга, поэтому их коэффициенты необходимо вычислять для всех масштабов.

На выходе фильтра должна получиться оценка измеряемого сигнала $\tilde{x}(t_k)$, где k – номер отсчета функции $\tilde{x}(t)$.

Пусть выходной сигнал измерительного устройства обозначается как $y(t_n)$, где n – номер отсчета. Процесс декомпозиции сигнала (см. рис. 4) до уровня j выполняется по традиционной схеме с использованием фильтров декомпозиции выбранного ортогонального вейвлета. Знак « $2\downarrow$ » означает операцию децимации (прореживания), т.е. удаления из последовательности каждого второго коэффициента. После процедуры разложения полученные высокочастотные коэффициенты, как правило, подвергаются пороговой обработке с целью подавления шума. Во время реконструкции сигнала производится операция его коррекции.

Пусть декомпозиция осуществлялась до уровня $j=3$, как показано на рис. 3, тогда процесс реконструкции выполняется следующим образом. Последовательность низкочастотных коэффициентов после операции интерполяции (замены удаленных отсчетов нулями), обозначенной на рис. 4 знаком « $2\uparrow$ », преобразуется в часть скорректированного сигнала,

принадлежащую полосе от 0 до ω_3 , путем вычисления цифровой свертки с коэффициентами фильтра $\tilde{f}_3(n)$. Высокочастотная часть 3-го уровня также путем цифровой свертки с фильтром $\tilde{f}_3(n)$ преобразуется в одну из составляющих сигнала $\tilde{x}(t)$, соответствующую полосе частот от ω_3 до ω_2 . Обе последовательности суммируются, подвергаются интерполяции и свертке с исходным вейвлет-фильтром реконструкции $\tilde{h}(n)$. После этого получается сигнал, спектр которого принадлежит полосе частот от 0 до ω_2 . Составляющая искомого сигнала, принадлежащая полосе частот от ω_2 до ω_1 , получается путем свертки коэффициентов разложения, соответствующих второму уровню, с фильтром $\tilde{f}_2(n)$. После этого производится суммирование с частью сигнала, полученной на предыдущем шаге, и свертка результата с фильтром $\tilde{h}(n)$. Таким образом восстанавливается часть искомого сигнала, принадлежащая полосе частот от 0 до ω_1 . Аналогично добавляется последняя частотная полоса от ω_1 до ω_0 , в результате получается искомый скорректированный сигнал.

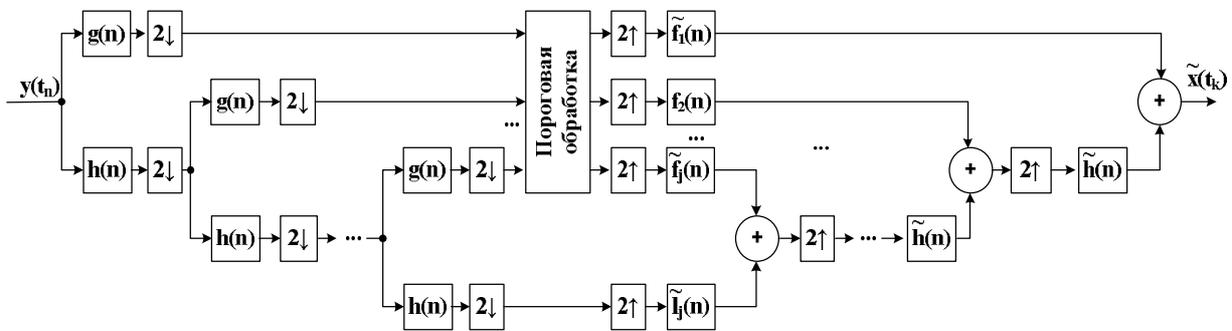


Рис. 4. Схема цифрового фильтра корректирующего оператора

Результаты моделирования работы корректирующего оператора

Работоспособность корректирующего оператора проверена путем математического моделирования. Для проверки методики был сформирован сигнал, характерный для ударных испытаний конструкций $x(t)$ (рис. 5). В качестве модели СИТ взято звено второго порядка:

$$W_{\text{СИТ}}(\omega) = \frac{1}{T_1 p^2 + T_2 p + 1},$$

где $T_1 = \sqrt{10}$, $T_2 = 10$ относительных единиц времени, равных периоду дискретизации сигнала.

В результате моделирования получен выходной сигнал СИТ $y(t)$ (рис. 5). Для построения оператора коррекции выбран вейвлет Добеши db 10.

Он имеет три производных, поэтому вполне подходит для коррекции искажений, вызванных инерционными свойствами выбранной модели СИТ.

После обработки сигнала $y(t)$ был получен скорректированный входной сигнал СИТ $x_{\text{кор}}(t)$, который практически совпадает с входным сигналом $x(t)$ с точностью до погрешности вычисления (рис. 6).

Моделирование производилось на сигнале, не содержащем шум, поэтому его результаты демонстрируют лишь принципиальную работоспособность предлагаемого метода коррекции. Фильтрация шума в аппарате вейвлет-преобразования осуществляется методами пороговой обработки коэффициентов. Выбор эффективного метода пороговой обработки позволит достичь минимума погрешности коррекции.

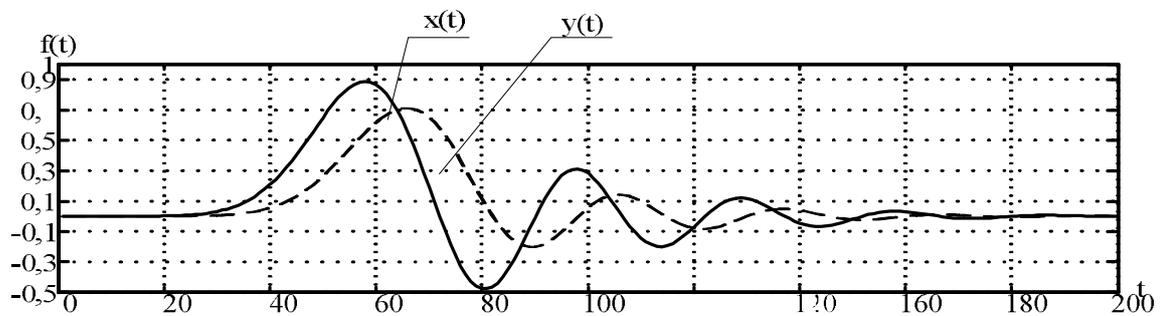


Рис. 5. Графики входного и выходного сигналов заданной модели СИТ

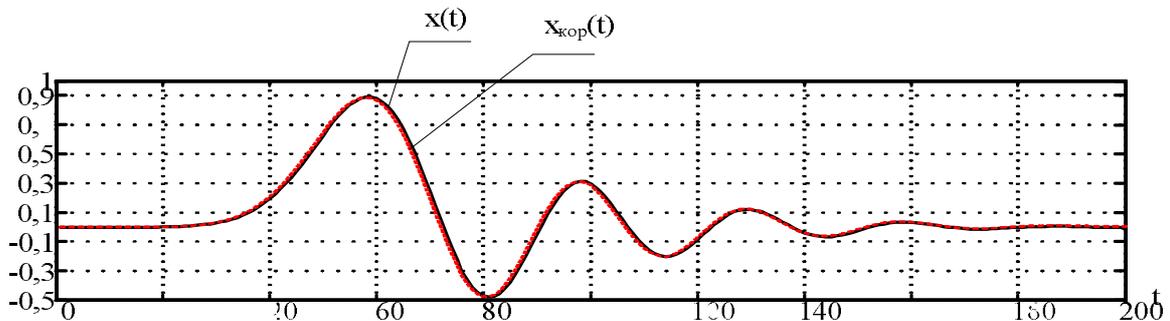


Рис. 6. Результаты коррекции выходного сигнала

Заключение

Построение корректирующего оператора для обработки результатов измерений динамических процессов с использованием аппарата вейвлет-преобразования по физической сути аналогично применению метода спектрального окна. Однако в этом случае не нужно дополнительно определять ширину окна при обработке нестационарных сигналов, так как этот аппарат предполагает для обработки набор фильтров разной ширины.

Предлагаемая структура корректирующего оператора предполагает итерационное разложение сигнала посредством блоков вейвлет-фильтров анализа ортогональных вейвлетов, при этом сохраняются свойства шума, что позволяет выполнять пороговую обработку коэффициентов на основании априорной информации о свойствах сигнала и помех. Операция коррекции выполняется на этапе реконструкции с помощью блоков фильтров, полученных путем умножения частотного образа фильтров реконструкции выбранного вейвлета на характеристи-

ку обратного оператора СИТ. Оператор коррекции, построенный в базисе вейвлет-функций, будет устойчивым, если выбранный базис подходит для данной модели СИТ, т.е. скорость роста обратного оператора в частотной области не превышает скорость затухания вейвлет-фильтров. Работа корректирующего оператора проверена на сигнале, имитирующем кратковременный ударный процесс. Результаты коррекции позволяют рекомендовать данный метод для практического использования при обработке сигналов измерительных систем.

Литература

1. Система информационного обеспечения испытаний рельсового подвижного состава / А.В. Донченко, В.Р. Распопин, С.Д. Речкалов, Л.Ю. Снитко, С.Д. Сычев // Пикад. – 2006. – № 2. – С. 30-34.

2. Корниенко-Мифтахова И.К. Структура построения мобильной системы для исследования ди-

намических характеристик конструкций / И.К. Корниенко-Мифтахова // Матеріали VII міжнародної науково-технічної конференції „АВІА-2006”. – К.: НАУ, 2006. – Т. 1. – С. 22.73-22.76.

3. Солопченко Г.Н. Принцип минимального модуля в задаче реконструкции сигнала измеряемой величины / Г.Н. Солопченко // Измерительная техника. – 2001. – № 8. – С. 12-15.

4. Манойлов В.В. Развитие методов обработки информации в масс-спектрометрии для изотопного и элементного анализа: автореф. дис. ... доктора техн. наук: 01.04.01 / Манойлов Владимир Владимирович; Институт аналитического приборостроения. – СПб., 2007. – 31 с.

5. Смоленцев Н.К. Основы теории вейвлетов. Вейвлеты в Matlab / Н.К. Смоленцев. – М.: LVR Пресс, 2005. – 304 с.

6. Новиков Л.В. Обработка сигналов на основе ортонормированных квазивейвлетов / Л.В. Новиков // Изв. Вузов. Приборостроение. – 2007. – Т. 50, № 1. – С. 3-10.

Поступила в редакцию 23.01.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. 304 М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

СИНТЕЗ ОПЕРАТОРА КОРЕКЦІЇ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИНАМІЧНИХ ВИМІРЮВАНЬ В БАЗИСІ ОРТОГОНАЛЬНИХ ВЕЙВЛЕТІВ

Т.В. Бикова

Запропоновано метод побудови оператора корекції результатів динамічних вимірювань в базисі ортогональних вейвлетів з метою підвищення їх точності. Розроблена структура цифрового фільтра, що реалізує алгоритм корекції, дозволяє зберегти властивості шуму, який присутній в сигналі, що оброблюється, і відфільтрувати його на основі апріорно одержаної про нього інформації. Стійкість описаного оператора корекції забезпечується правильним вибором вейвлет-функції, який здійснюється на основі інформації про модель вимірювального пристрою. Ефективність роботи запропонованого оператора корекції перевірена методом математичного моделювання.

Ключові слова: динамічні вимірювання, динамічна похибка, обернений оператор, оператор корекції, спектральне вікно, ортогональний вейвлет-базис.

DYNAMIC MEASURING RESULTS CORRECTIVE OPERATOR WITH ORTHOGONAL WAVELET BASIS SYNTHESIS

T.V. Bykova

A construction method of a dynamic measuring results corrective operator with orthogonal wavelet basis for the purpose of accuracy increase is offered. A digital filter structure, which corrective algorithm realizes, allows to save noise properties, which attend a signal, and to filter it on the basis of a priori received information. Stability of a described corrective operator is providing by true choice of a wavelet function, which is realizing according to the information about a gauge model. Operating efficiency of a suggested corrective operator is examined by the mathematical simulation method.

Key words: dynamic measurements, dynamic error, inverse operator, corrective operator, spectral window, orthogonal wavelet basis.

Быкова Татьяна Владимировна – инженер каф. 303, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: maxnumber2@list.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Амброжевич А.В.	5
Астапов А.И.	53
Басов Ю.Ф.	63, 77
Бойко Л.Г.	63
Быкова Т.В.	103
Воронько В.В.	41
Демин А.Е.	63
Дмитриев О.Н.	97
Дмитриев С.А.	97
Долженко И.Ю.	5
Иванов В.С.	36
Коломийцев А.В.	5
Коновалов Н.А.	53
Лубенская Л.М.	17, 21
Масленный А.Н.	32
Медведев В.С.	32
Медведенко Е.Н.	91
Мелконов Г.Л.	17
Мелконов Л.Д.	21

Мельничук А.П.	10
Михайлик Н.Ф.	91
Мовшович А.Я.	36
Нечай Е.В.	21
Пижанкова Н.В.	77
Пилипенко О.В.	53
Поляков Г.А.	53
Пономаренко Н.Н.	82
Рева А.Н.	91, 97
Середа В.А.	49
Скорик А.Д.	53
Стрельников Г.А.	53
Толмачев Н.Г.	69
Третьяк В.В.	36
Чаплиц А.Д.	53
Чесноков А.В.	27
Шпаковский В.В.	74
Ясуник С.Н.	17