

УДК 621.751.47

А.Т. БОГОРОШ¹, С.А. ВОРОНОВ¹, И.Ю. ЧЕРНЫЙ¹, А. БУБУЛИС²¹ Физико-технический институт НТУ «КПИ», Украина² Каунасский технический университет, Литовская Республика

ПРО УПРУГОСТЬ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ТУГОПЛАВКИХ ПЛЕНОК

Рассмотрены результаты экспериментов при деформации наноразмерных тугоплавких пленок (НП), напыляемых на поверхности деталей, работающих в экстремальных условиях. Раскрыта наноструктура пленок и механизм полного восстановления деформации. Проблема обеспечения восстановления деформации поверхности летательных аппаратов стала особенно острой с увеличением высоты, скорости полета и прямых попаданий абразивных частиц. Решение её в значительной степени зависит от тугоплавких наноразмерных прочных пленок, которые могут обеспечить безопасность полетов в сложных условиях. Столбчато-игольчатое строение пленок содержит множество равноосных мелких зерен и субзерен в виде иголок. Поэтому истинный размер кристаллитов значительно меньше, чем ширина микрозерен, и составляет 12-30 нм, а образование игольчатой структуры, каждый элемент которой содержит множество кристаллитов сечением от 3 до 8 нм. Управляемый синтез защитных пленок показал оптимальный режим, когда поверхность пленки получается более гладкой с шероховатостью до 8-12 нм при ультразвуковом воздействии на подложку частотой от 21 до 42,5 кГц.

Ключевые слова: граница раздела, тугоплавкие пленки, деформация, атомно-силовая микроскопия.

Введение

Проблема обеспечения восстановления деформации поверхности летательных аппаратов стала особенно острой с увеличением высоты, скорости полета и прямых попаданий абразивных частиц. Решение её в значительной степени зависит от тугоплавких наноразмерных пленок, которые могут обеспечить безопасность полетов в сложных условиях.

1. Формулирование проблемы

Для экспериментального изучения случайных деформаций в локальных точках пленочных покрытий с последующим восстановлением первоначальной формы необходимо подобрать сопоставимые с микроударами абразивных частиц внешние воздействия. Кроме того, необходимо определить изменение структуры материала покрытия и прочность границ раздела.

2. Решение проблемы

Прочность границ раздела, объемная доля которых может достигать 50% материала, становится одним из ключевых факторов при деформации наноматериалов и появления микротрещин. В связи с этим предполагается, что НП и материалы не под-

вергаются пластической деформации, а нанотрещины не могут вырасти выше критического значения, определяемого размером кристаллитов. При снятии нагрузки эти микротрещины закрываются, что приводит к частичному или полному восстановлению деформации.

Эта гипотеза находится в противоречии с рядом экспериментальных результатов. Известны работы, где показано, что деформация НП носит гомогенный и негомогенный локализованный характер с образованием полос сдвига. Атомно-силовая микроскопия (АСМ) показала, что в НП и наноматериалах критический размер трещины совпадает с размером кристаллитов в несколько нанометров, а пластическая деформация в локальных участках характерна для известных аморфных, ряда нанокристаллических и керамических материалов. Наличие различных моделей деформации материалов путем образования полос сдвига не дают полного объяснения этого явления.

Например, микроструктура однофазных НП, полученных в условиях низкой подвижности адсорбированных атомов [1], обладают сильно анизотропной столбчатой или игольчатой структурой и хорошо описываются моделью структурных зон [2]. Такая структура НП, полученная методом физического осаждения, приводит к возникновению нежелательных напряжений, параллельно поверхности подложки [3, 4].

Считается, что в пленках с ярко выраженной столбчатой структурой локализованная деформация протекает гомогенно, тогда как образование полос сдвига характерно для пленки с равноосной структурой. При соотношении напыляемых карбидов, как четыре части TiC к одной части HfC, образуется прочная игольчатая НП с температурой плавления 4200 °С.

В качестве удара в локальной точке использовали пирамидки Виккерса, которые падали на поверхность НП вместе с держателем массой 10, 25 и 50 г с высоты 100 мм. Отпечатки пирамидки Виккерса при ударных нагрузках на НП Ti-B-N, Ti-Cr-B-N, Ti-Si-V-N, TiC-HfC обрабатывали с помощью АСМ и растрового сканирующего электронных микроскопов. В диапазоне исследованных нагрузок образования полос сдвига и радиальных трещин не наблюдалось, что свидетельствует о гомогенном характере деформации пленок (рис. 1, а).

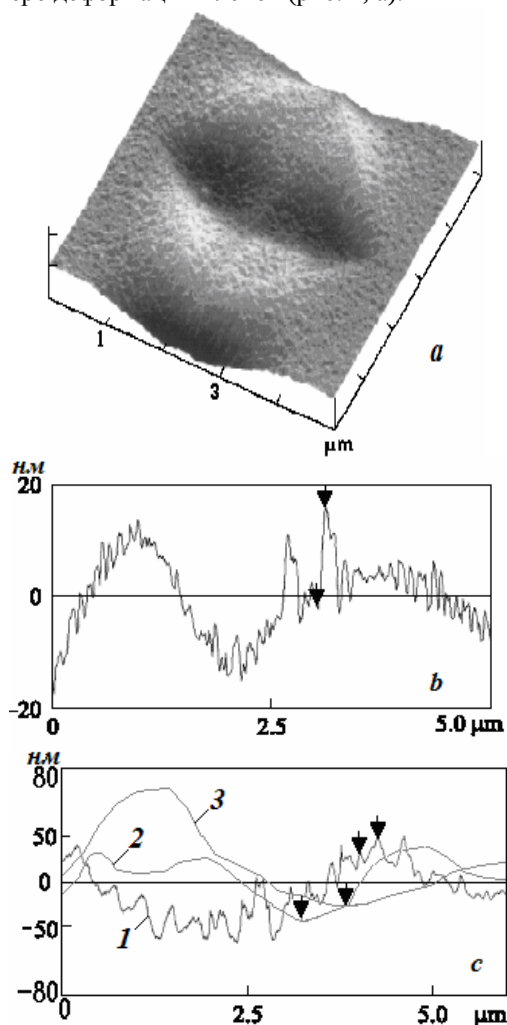


Рис. 1. АСМ – изображение (а) и строчные развертки областей локализованной деформации (б) в пленках Ti-B-N при индентировании пирамидкой Виккерса с нагрузкой 50 (а, б); 10 г – кривая (б); 25 г – кривая 1(с); 50 г – кривая 2(с) и 80 г – кривая 3(с) в пленке Ti-Si-V-N

Анализ строчных разверток вертикального сечения отпечатков пирамидки (рис. 1, б, с) показал, что рельеф поверхности НП внутри области деформации и шероховатость исходной поверхности НП фактически имеют один масштаб.

Следовательно, механизм локальной деформации осуществляется скольжением столбчатых или игольчатых элементов структуры параллельно приложенной нагрузке.

Механизм локальной деформации НП при наиндентировании позволяет прогнозировать склонность материала к пластической деформации, а игольчатая природа НП играет важную роль при деформации от скольжения поликристаллов параллельно приложенной нагрузке [5].

Дальнейшие исследования были направлены на управление синтезом тугоплавких пленок. С этой целью на подложки (монокристаллы SiO₂ {001}, никеля, нержавеющей стали и сплав типа ВК) магнетронным распылением в атмосфере аргона или смеси с азотом наносили плёнки.

Структуру плёнок исследовали на сканирующем микроскопе Hitachi S-4200 и просвечивающем электронном микроскопе Hitachi –9000 NAR.

Фольги для исследований высокого разрешения на поперечных срезах готовились по стандартным методикам [6]. PCA пленок проводили на дифрактометре типа Geigerflex, а послойный элементный состав определяли методом оже-электронной спектроскопии на установке LHS-10 SAM.

Твердость, модуль упругости и упругое восстановление пленок измеряли на установке TriboScope (Hysitron, Snc., USA) и нанотвердомере (CSM Instruments Swerzland) методом Оливера и Фарра [7]. Локализованная деформация инициировалась с помощью четырехгранной пирамиды Виккерса при нагрузках 10, 25 и 50 г.

Исследование топографии осуществляли на атомно-силовом микроскопе (АСМ) NanoScan (Россия).

В работе приведены среднеквадратичные значения шероховатости поверхности пленок R_{rms} , полученные с помощью АСМ с точностью 5% и результаты структурного анализа пленок.

Структура и морфология пленок значительно отличались при различных видах физико-механического и химического воздействия.

Пленки Cr – В и Ti – Si – N имеют четко выраженную игольчатую структуру с диаметром колонн соответственно 10 – 30 нм и 0,1 мкм, а при УЗК воздействии на образование пленки с примесями ванадия иглолки уменьшаются до размеров от 0,12 до 0,8 нм и достигают высоты в среднем от 3 до 8 нм (есть экземпляры – до 30 нм) (рис. 2)

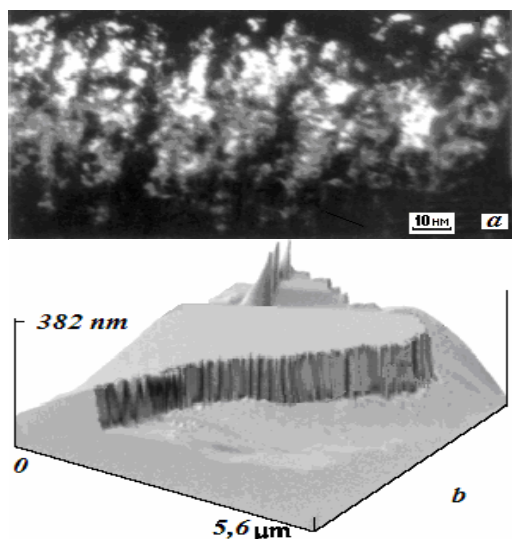


Рис. 2. Пленки со столбчатой структурой: а – АСМ изображение поперечного сечения пленки Ti-Si-N; б – фрактограмма излома пленки CrB₂

Столбчато-игольчатое зерно содержит множество равноосных мелких зерен и субзерен. Поэтому истинный размер кристаллитов значительно меньше, чем ширина микрозерен, и составляет 12-30 нм. Образование игольчатой структуры, каждый элемент которой содержит множество кристаллитов, наблюдалось ранее [8], но с размерами значительно большими. Кроме того, приведенные электронно-микроскопические исследования пленок Ti – B – N и Ti – Cr – B – N на срезах, перпендикулярных поверхности подложки, не выявляют игольчатую структуру (рис. 2, а), которую выявили на изломах (рис. 2, б) или при исследовании на растрово-сканирующем микроскопе (PCM) типа JSM-U3 со сканирующим лучом диаметром не более 3 Å (рис. 3, с, d).

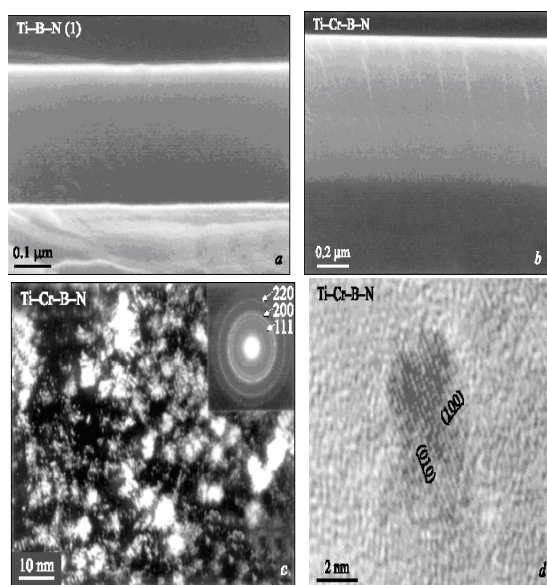


Рис. 3. АСМ (а, б) и PCM (с, d) изображения пленок с кристаллографической ориентацией {010}, {100}

Поверхность пленки получается более гладкой с шероховатостью до 8-12 нм при ультразвуковом воздействии на подложку частотой от 21 до 42,5 кГц (иногда до 30 нм).

Исследования показали пути управления структурой и свойствами наноструктурных пленок за счет ориентации игольчатых кристаллов (теплопроводностью, твердостью, прогнозировать склонность материала к пластической деформации) и др.

Заключение

Представленная методика моделирования абразивного удара частиц в упрочняющие и самовосстанавливающиеся деформации тугоплавкие пленочные покрытия с помощью пирамидки Виккерса, показала возможность проведения подобных исследований, сопоставимых с абразивными микроударами. Проблема обеспечения восстановления деформации поверхности летательных аппаратов в значительной степени зависит от состава тугоплавких наноразмерных пленок, которые могут как один из вариантов использоваться для обеспечения безопасности полетов в сложных условиях. Столбчато-игольчатое строение пленок содержит множество равноосных мелких зерен и субзерен в виде иголок. Поэтому истинный размер кристаллитов значительно меньше, чем ширина микрозерен, и составляет 12-30 нм, а образование игольчатой структуры, каждый элемент которой содержит множество кристаллитов сечением от 3 до 8 нм.

Управляемый синтез защитных пленок показал оптимальный режим, когда поверхность пленки получается более гладкой с шероховатостью до 8-12 нм при ультразвуковом воздействии на подложку частотой от 21 до 42,5 кГц.

Литература

1. Богорош А.Т. Управление формированием приповерхностного слоя растущего монокристалла при ионной имплантации примесей / А.Т. Богорош // ДНАНУ. – 1999. – №1. – С. 70-81.
2. Богорош А.Т. Формирование приповерхностного слоя материала при ионной имплантации примесей / А.Т. Богорош // ДНАНУ. – 1999. – № 2. – С. 80-91.
3. Богорош А.Т. Влияние физических воздействий на скопление и миграцию примесных кластеров / А.Т. Богорош // ДНАНУ. – 1999. – № 3. – С. 75-79.
4. Bogorosh A. Thermal control of transitional and turbulent boundary layers under centrifugal forces / A. Bogorosh, G. Voropaev, N. Yurchenko / 5th International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, September 16-18, 2002, Mallorca, Spain, 2002. – P. 309-314.

5. Bogorosh A. Diagnostics of defects in navigation electronics devices operating under extreme conditions / A. Bogorosh, S. Voronov, S. Novickij, D. Ščekaturovienė et al // ISSN 1648-7788 AVIATION. – 2006. – Vol. X, No. 1. – P. 246-255.

6. Штанский Д.В. Особенности структуры и физико-механических свойств наноструктурных тонких пленок / Д.В. Штанский и др. // ФТТ. – 2003. –

Том 45, вып. 6. – С. 1122-1129.

7. Oliver W., Pharr G. // J. Mater. Res. – 1992. – 6. – P. 1564.

8. Богорош А.Т. Управляемый синтез игольчатых кристаллов / А.Т. Богорош, Н.В. Белов, И.М. Федоткин, И.С. Гулый, П.А. Сандомирский, М.А. Симонов // ДАН СССР, 1976. – 224, №3. – С. 928-931.

Поступила в редакцию 12.05.2008

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

ПРО ПРУЖНІСТЬ БАГАТОКОМПОНЕНТНИХ ТУГОПЛАВКИХ ПЛІВОК

О.Т. Богорош, С.О. Воронов, І.Ю. Черний, А. Бубулис

Розглянуті результати експериментів при деформації нанорозмірних тугоплавких плівок (НП), що напильються на поверхні деталей, що працюють в екстремальних умовах. Розкрита наноструктура плівок і механізм повного відновлення деформації. Проблема забезпечення відновлення деформації поверхні літальних апаратів стала особливо гострою із збільшенням висоти, швидкості польоту і прямих попадань абразивних частинок. Рішення її в значній мірі залежить від тугоплавких нано розмірних міцних плівок, які можуть забезпечити безпеку польотів в складних умовах. Столбчато-голчаста будова плівок містить безліч рівновісних дрібних зерен і субзерен у вигляді голок. Тому дійсний розмір кристалітів значно менший, ніж ширина мікрозерен, і складає 12-30 нм, а утворення голчастої структури, кожен елемент якої містить безліч кристалітів перетином від 3 до 8 нм. Керований синтез захисних плівок показав оптимальний режим, коли поверхня плівки виходить гладшою з шорсткістю до 8-12 нм при ультразвуковій дії на підложку частотою від 21 до 42,5 кГц.

Ключові слова: межа розділу, тугоплавкі плівки, деформація, атомний-силова мікроскопія.

ABOUT THE RESILIENCY OF MULTICOMPONENT REFRACTORY TAPES

A.T. Bogorosh, S.A. Voronov, I.Yu. Cherniy, A. Bubulis

The results of experiments are considered during deformation of refractory tapes of nanodimension, evaporated on the surface of details, workings in extreme terms. The nanodimension of tapes and mechanism of complete renewal of deformation is exposed. The problem of providing of renewal of deformation of surface of aircrafts became especially sharp with an increase height, speed of flight and direct hits of particles of abrasives. The decision of her largely depends on refractory nanodurable tapes of sizes, which can provide safety of flights in difficult terms. The columnar needle-shaped structure of tapes is contained by the great number of homaxonic of shallow corns and subcorns as needles. The veritable size of crystallites considerably less, than width of micrograin therefore, and 12-30 nm makes, and formation of needle-shaped structure every element of which is contained by the great number of crystallites a section or 3 to 8 nm. The guided synthesis of protective tapes was shown by the optimum mode, when the surface of tape turns out more smooth with a roughness to 8-12 nm at the ultrasonic affecting substrate by frequency or 21 to 42,5 KHz.

Key words: border of section, refractory tapes, deformation, atomic-power microscopy.

Богорош Александр Терентьевич – д-р техн. наук, проф., профессор кафедры прикладной физики, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, e-mail: fondfti@ntu-kpi.kiev.ua.

Воронов Сергей Александрович – д-р техн. наук, проф., проректор, зав. кафедрой прикладной физики, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», e-mail: s_voronov@ntu-kpi.kiev.ua.

Черний Игорь Юрьевич – студент, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев.

Бубулис Альгимантас – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой прикладной механики, Национальный технический университет Литвы, Каунас, e-mail: algimantas.bubulis@ktu.lt.

УДК 539.319:678.027.94

А.В. ЧЕСНОКОВ

*Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Украина***АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ СТЕРЖНЯ В ПОДАЮЩЕМ УЗЛЕ
УСТАНОВКИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СБОРКИ АРМИРУЮЩИХ КАРКАСОВ**

Проведен анализ силового воздействия на стержень в процессе автоматической сборки армирующих каркасов для углерод-углеродного композиционного материала. Подробно рассмотрен контакт подающего ролика со стержнем, получены зависимости для определения напряжений в материале стержня от конструктивного исполнения устройства и усилия воздействия на стержень. Для создания больших усилий втапливания стержня в каркас предложена конструкция с увеличенной площадью контакта, что снизило сжимающие нагрузки на стержень. Определено поведение стержня в направляющей и получены ограничения по усилию втапливания в зависимости от параметров стержня.

Ключевые слова: сборка стержневых армирующих каркасов, напряжения в стержне, устойчивость стержня, конструкция подающего устройства, автоматизированная сборка.

Введение

Широкое применение для теплозащитных элементов летательных аппаратов нашли углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) со стержневым армирующим каркасом (АК). Повышение производительности, снижение себестоимости сборки и улучшение условий труда сборщиков, является актуальной задачей, обоснованной в работе [1]. В настоящий момент проведенные комплексные исследования силовых параметров сборки и кинематической взаимосвязи узлов [2, 3], что позволяет узлы установки и их детали выполнить с рациональным коэффициентом запаса, определяющим надежность и долговечность их работы. АК собирают из предварительно изготовленных углепластиковых стержней (УС) которые при сборке испытывают механические нагрузки. Повышение прочности УС на этапе изготовления ведет к увеличению поверхностной плотности стержня и снижению его проницаемости при насыщении АК углеродом матрицы. Поэтому при проектировании установки автоматизированной сборки АК необходимо предусмотреть такую конструкцию и способ воздействия на стержень, чтобы не повредить его.

Стержень в каркас подается приводными обрешеченными роликами равного диаметра. Проскальзывание стержня при подаче не допустимо, так как ведет к недостаточной глубине проникновения стержня в каркас, что является браком. Компенсация проскальзывания возможна введением обратной связи в виде устройства контроля длины поданного стержня и подачи дополнительных импульсов на приводные ролики. Такое решение приводит к удо-

рождению конструкции и при проскальзывании повреждаются поверхностные волокна стержня, поэтому такой вариант не приемлем. Чрезмерное обжатие стержня контактирующими поверхностями роликов ведет к повреждению стержня и снижению его несущей способности.

Выходя из приводных роликов стержень, попадает в отверстие направляющей, в которой стержень перемещается максимально близко к АК, по мере продвижения стержня в глубь каркаса увеличивается сопротивление его движению, то есть нагрузка линейно возрастает [3] и достигает максимума при подаче стержня на максимальную глубину.

В результате наибольшие сжимающие воздействия стержень воспринимает при контакте с резиновыми роликами, а в направляющей стержень испытывает продольное сжатие.

Целью работы является определение взаимосвязи между конструктивным исполнением подающего узла и нагрузками на стержень, из условия не повреждения стержня определение параметров узла.

Воздействие роликов на УС

Произведем анализ напряженного состояния (НС) стержня при подаче его резиновыми роликами, что позволит определить параметры узла и его конструктивное исполнение. Расчетная схема воздействия роликов на стержень представлена на рис.1.

Межцентровое расстояние между подающими роликами определим согласно рис. 1:

$$O_1O_2 = D + d - 2\delta. \quad (1)$$

После приложения сжимающих сил к стержню, что необходимо для преодоления силы сопротивле-

ния проникновению стержня в глубь каркаса N , контактная поверхность представляет собой некоторую площадку, которая в плане имеет эллиптический контур с полуосями:

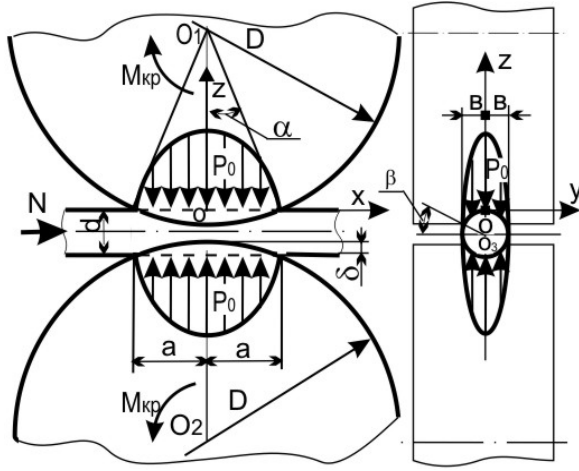


Рис. 1. Воздействие роликов на стержень

$$a = \left(\frac{D}{2} - \delta \right) \operatorname{tg} \alpha; \quad b = \frac{D}{2} \cos \beta. \quad (2)$$

Для анализа НС приняты следующие допущения: величина радиального сближения стержня и ролика происходит за счет только деформации ролика, так как модуль упругости стержня намного больше ($E_{СТ} \gg E_P$); давление p в произвольной точке эллипса контакта с координатами X_1 ; Y_1 пропорционально Z_1 , и может быть выражено следующим образом:

$$p = p_0 \frac{Z_1}{c} = p_0 \sqrt{1 - \left(\frac{X_1}{a} \right)^2 - \left(\frac{Y_1}{b} \right)^2}, \quad (3)$$

где p_0 – давление в центре эллипса.

Отсюда следует, что распределение давления p на площади эллипса в плане $F = \pi ab$ вполне определяется двумя полуосями – a , b и не зависит от третьей полуоси c , определяющей только форму эллипсоида давления. Нагрузка P связана с величиной максимального давления p_0 соотношением

$$P = \int_F p dF = \frac{p_0}{c} \int_F Z dF, \quad (4)$$

$$\text{тогда} \quad p_0 = \frac{3P}{2\pi ab}. \quad (5)$$

Рассмотрим НС стержня в месте контакта. Для чего, эллипсоид давления, располагающийся на цилиндрической контактной поверхности стержня и ролика, приведем к плоскости XY без изменения действующих значений давления в каждой точке и перейдем от декартовых координат к полярным:

$$x = r \sin \phi; \quad y = r \cos \phi.$$

Тогда уравнение (3) принимает вид:

$$p = p_0 \sqrt{1 - r^2 A^2}, \quad (6)$$

$$\text{где } A^2 = \frac{\sin^2 \phi}{a^2} + \frac{\cos^2 \phi}{b^2}.$$

Сила давления, действующая на элементарной площадке $rd\phi$, определится как

$$\partial p = p_0 \sqrt{1 - r^2 A^2} r d\phi. \quad (7)$$

Наиболее важным является рассмотрение НС в точках соприкасающихся тел, лежащих по оси O_1O_2 , где эллипсоид давления имеет экстремальное значение и в этих точках появляются максимальные нормальные и касательные напряжения при подаче стержня. Напряжения, возникающие в некоторой точке A , лежащей на центральной оси эллипсоида давлений, под действием силы P , приложенной в произвольной точке площади контакта, выражаются следующими формулами [4]:

$$\begin{aligned} \text{аксиальное} \quad \sigma_z' &= -\frac{3z^3}{2\pi\rho^5}; \\ \text{радиальное} \quad \sigma_z' &= \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1-2\mu}{\rho(\rho+z)} - \frac{3zr^2}{\rho^5} \right]; \\ \text{окружное} \quad \sigma_t' &= \frac{1-2\mu}{2\pi} \left[\frac{z}{\rho^3} - \frac{1}{\rho(\rho+z)} \right]; \\ \text{касательные} \quad \tau_{rz}' &= \tau_{zr}' = -\frac{3rz^2}{2\pi\rho^5}; \\ \tau_{tz}' &= \tau_{zt}' = 0; \tau_{tr}' = \tau_{rt}' = 0, \end{aligned} \quad (8)$$

где $\rho = \sqrt{r^2 + z^2} = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$; μ – коэффициент Пуассона деформируемого тела – резины.

Перейдем от напряжений в радиальном и окружном сечениях к напряжениям на площадках, параллельных координатным плоскостям. Для этого используем формулы преобразования компонентов НС при изменении координатных осей [5]. Тогда для напряжений в плоскостях, параллельных координатным и проходящим через рассматриваемую точку расположенную на оси z .

Нормальные напряжения:

$$\begin{aligned} \sigma_x^* &= \sigma_r' \sin^2 \phi + \sigma_t' \cos^2 \phi; \\ \sigma_y^* &= \sigma_r' \cos^2 \phi + \sigma_t' \sin^2 \phi; \\ \sigma_z^* &= \sigma_z'. \end{aligned} \quad (9)$$

Касательные напряжения:

$$\begin{aligned} \tau_{xy}^* &= \tau_{yx}^* = \frac{1}{2} (\sigma_z' - \sigma_t') \sin 2\phi; \\ \tau_{yz}^* &= \tau_{zy}^* = \tau_{rz}' \cos \phi; \\ \tau_{zx}^* &= \tau_{xz}^* = \tau_{rz}' \sin \phi. \end{aligned} \quad (10)$$

Выразим напряжения, обусловленные не сосредоточенной силой P , а всей совокупностью элементарных сил, распределенных по площадке контакта по закону полуэллипсоида, исходя из (9), (6) интегрирование выполним по четверти эллипса:

$$\sigma_z = 4 \int_0^{\pi/2} \int_0^{r_0} \sigma'_z P_0 \sqrt{1-r^2 A^2} r dr d\phi, \quad (11)$$

подставляя в полученное выражение (11) значение σ'_z из (8), получим:

$$\sigma_z = -\frac{6}{\pi} p_0 z^3 \int_0^{\pi/2} d\phi \int_0^{r_0} \frac{\sqrt{1-r^2 A^2}}{\sqrt{(r^2+z^2)^5}} r dr, \quad (12)$$

после вычисления интегралов и ряда преобразований выражение (12) принимает вид:

$$\sigma_z = -P_0 \frac{ab}{\sqrt{a^2+z^2} \sqrt{b^2+z^2}}. \quad (13)$$

Выражение для напряжений σ_x – нормальных напряжений на площадке, перпендикулярной к большей оси эллипса (оси x), можно представить в следующем виде [6]:

$$\sigma_x = -P_0 \frac{ab}{a^2+b^2} \times \left\{ 1 - \sqrt{\frac{b^2+z^2}{a^2+z^2}} + 2 \frac{z}{a} (L-K) - 2\mu \left[1 - \frac{a^2}{b^2} \sqrt{\frac{b^2+z^2}{a^2+z^2}} + \frac{z}{a} \left(\frac{a^2}{b^2} L-K \right) \right] \right\}, \quad (14)$$

эллиптические интегралы первого рода $K(e; \psi)$ и второго рода $L(e; \psi)$ определяются:

$$K(e; \psi) = \int_0^{\psi} \frac{d\phi}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \phi}}; \quad (15)$$

$$L(e; \psi) = \int_0^{\psi} \sqrt{1-e^2 \sin^2 \phi} d\phi,$$

где $\psi = \arctg \frac{z}{a}$; $e^2 = 1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2$ – квадрат эксцентриситета контурного эллипса площадки контакта.

Аналогично σ_x вычисляются напряжения σ_y – нормальные напряжения на площадке перпендикулярной к малой оси эллипса (оси y) [6]:

$$\sigma_y = -P_0 \frac{ab}{a^2+b^2} \times \left\{ -1 + \frac{a^2 b^2 + z^2 (2a^2 - b^2)}{b^2 \sqrt{a^2+z^2} \sqrt{b^2+z^2}} - 2 \frac{z}{a} \left(\frac{a^2}{b^2} L-K \right) + 2\mu \left[1 - \sqrt{\frac{b^2+z^2}{a^2+z^2}} + \frac{z}{a} (L-K) \right] \right\}. \quad (16)$$

Касательные напряжения $\tau_{xy} = \tau_{yx}$; $\tau_{yz} = \tau_{zy}$; $\tau_{zx} = \tau_{xz}$, согласно формулам (10) и (7) и принципу сложения действия сил имеет вид:

$$\tau_{xy} = \int_0^{2\pi} \int_0^{r_0} \frac{1}{2} (\sigma'_r - \sigma'_t) \sin 2\phi \cdot P_0 \sqrt{1-r^2 A^2} r dr d\phi; \quad (17)$$

$$\tau_{yz} = \int_0^{2\pi} \int_0^{r_0} \tau'_{rz} \cos \phi \cdot P_0 \sqrt{1-r^2 A^2} r dr d\phi; \quad (18)$$

$$\tau_{zx} = \int_0^{2\pi} \int_0^{r_0} \tau'_{rz} \sin \phi \cdot P_0 \sqrt{1-r^2 A^2} r dr d\phi, \quad (19)$$

однако при подстановке $\sigma'_z, \sigma'_t, \tau'_{rz}$ их выражений в (8) получаем $\tau_{xy} = \tau_{yx}$; $\tau_{yz} = \tau_{zy}$; $\tau_{zx} = \tau_{xz} = 0$.

Таким образом, для любой точки, лежащей на продолжении центральной оси эллипсоида давлений на расстоянии z от площадки контакта, все касательные напряжения на площадках, параллельных координатным осям x, y, z обращаются в нуль и, следовательно, напряжения σ_x ; σ_y ; σ_z являются главными.

Полагая $z = 0$ в формулах (13), (14), (16) получим выражения для максимальных напряжений – в центре эллиптической площадки контакта (точка O):

$$\sigma_x = -P_0 \frac{2\mu + b/a}{1 + b/a};$$

$$\sigma_y = -P_0 \frac{1 + 2\mu b/a}{1 + b/a}; \quad (20)$$

$$\sigma_z = -P_0.$$

Выражения (20) определяют НС наиболее опасной точки (точка O) стержня в статическом положении, т.е. без его перемещения. При подаче стержня, считая, что сопротивление проникновению преодолевается силой трения между резиновыми роликами и стержнем, $N \leq Pf$, где f – коэффициент трения между материалами стержня и ролика. Возникающие при этом касательные напряжения пропорциональны нормальным напряжениям на площадках. В наиболее опасной точке стержня возникают следующие напряжения:

$$\sigma_x = -P_0 \frac{2\mu + b/a}{1 + b/a} + \frac{4pf}{\pi d^2};$$

$$\sigma_y = -P_0 \frac{1 + 2\mu b/a}{1 + b/a}; \quad \sigma_z = -P_0; \quad (21)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = P_0 f; \quad \tau_{xy} = \tau_{yx} = 0; \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} = 0.$$

Экспериментально определив максимальное значение силы подачи [3], предел упругости материала стержня при поперечном сжатии, коэффициент трения материала стержня и ролика, из полученного анализа НС определяется минимально допустимый диаметр резиновых роликов.

При подаче стержень может обжиматься резиновыми роликами до их соприкосновения, дальнейшее сжатие не эффективно. Если создаваемое при этом усилие недостаточно, необходимо устанавливать дополнительную пару роликов с кинематической связью.

Допускаемая относительная поперечная деформация УС в наиболее нагруженной точке, по закону Гука без учета τ и пренебрегая составляющей в направлении армирования, имеет вид

$$[\varepsilon_z] = \frac{1}{E_z} (\sigma_z - \mu_2 \sigma_y). \quad (22)$$

Анализируя выражения σ_z и σ_y , полученные при анализе НС УС при подаче (22), после подстановки коэффициента Пуассона резины $\mu \approx 0,5$ получаем $\sigma_z \approx \sigma_y = p_0$, тогда уравнение (22) примет вид:

$$|\varepsilon_z| = \frac{p_0}{E_z} (1 - \mu_{CT}). \quad (23)$$

Из выражения (5), после подстановки $v=d/2$, а усилие на стержень вдоль оси z равно p выразим через усилие N и коэффициент трения, получим:

$$p_0 = \frac{3N}{\pi f a d}. \quad (24)$$

Исходя из допускаемой относительной деформации УС, выразив $[\varepsilon_z]E_z = [\sigma_z]$, получим выражение для определения диаметра ролика:

$$D \geq \frac{18N^2 (1 - \mu_{CT})^2}{\pi^2 f^2 d^3 [\sigma_z]^2} + \frac{d}{2}. \quad (25)$$

Для снижения габаритов подающего устройства и снижения давления на стержень, рационально надеть на подающие ролики резиновую ленту для увеличения площади контакта тянущих элементов с поверхностью стержня.

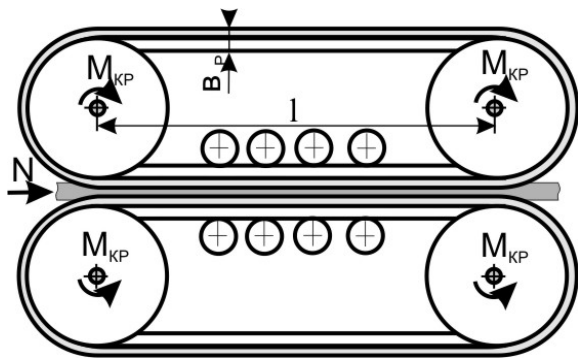


Рис. 2. Устройство подачи УС

Длина контактной зоны (l) по сравнению с предыдущей конструкцией увеличена в несколько раз и с учетом равномерности распределения давления на стержень по длине контакта может быть определена по формуле

$$l = \frac{2[\sigma_z] \cdot f d N}{3(1 - \mu_{CT})}. \quad (26)$$

Такая конструкция обеспечивает высокие значения усилия подачи при малых поперечных напряжениях на УС, что исключает их повреждение. Дополнительными преимуществами такой конструкции являются снижение износа тянущей ленты и, увеличение межремонтного периода.

Толщина тянущей ленты (v_p) с учетом характеристик используемой резины E_p , может быть определена из неравенства:

$$v_p \geq \frac{E_p d}{2[\sigma_z]}. \quad (27)$$

Устойчивость УС в направляющей

Решим задачу устойчивости УС при подаче его в АК для предложенного конструктивного исполнения подающего устройства. Стержень роликовым механизмом подается по трубчатой направляющей с внутренним диаметром 2Δ и длиной L , в просвет между рядами вертикальных стержней АК, испытывая при этом возрастающее по мере продвижения осевое сопротивление N (рис. 3).

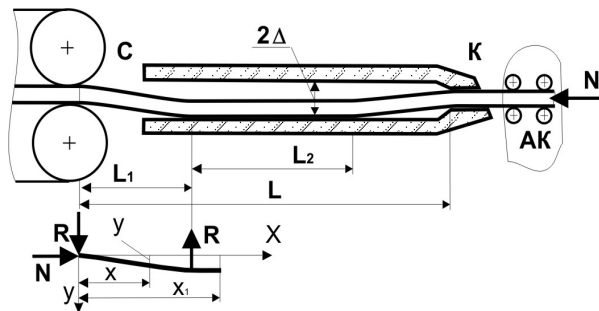


Рис. 3. Расчетная схема нагружения стержня

Данная конструкция подающего устройства исключает поворот сечения стержня в направляющих, так как с одной стороны ленточное подающее устройство жестко фиксирует сечение от поворота, а с другой стороны установлена фильера, длина которой больше двух диаметров стержня. При увеличении продольного усилия, стержень теряет устойчивость и своей средней частью касается стенки трубчатой направляющей. Принимая, что при $N = N_{кр}$ существует участок L_2 плотного прилегания к направляющей, запишем уравнение упругой линии стержня на участке $0 \leq X \leq L_1$:

$$EJ_Z y'' + Ny = Rx; \quad y = Q \sin kx + B \cos kx + \frac{R}{N} x;$$

$$\text{где } k^2 = \frac{4N}{EJ_Z}.$$

Из граничных условий имеем:

$$x = 0 \Rightarrow y = 0, \quad x = L_1 \Rightarrow y = \Delta,$$

$$x = L_1 \Rightarrow y' = 0, \text{ откуда } B = 0,$$

$$\begin{cases} Q \sin kL_1 + RL_1 / N = \Delta; \\ Qk \cos kL_1 + R / N = 0. \end{cases} \quad (28)$$

На участке L_2 стержень остается прямым, следовательно, $M_{изг} = 0$.

Поэтому

$$4N \cdot \Delta - Rx_1 + R(x_1 - L_1) = 0; \Rightarrow R = N \frac{4\Delta}{L_1}.$$

Подставляя R в уравнения (28) находим:

$$Q = \frac{\Delta}{\pi}; \quad L_1 = \frac{\pi}{k}; \quad N = \frac{4\pi^2 EJ_Z}{L_1^2}. \quad (29)$$

Уравнение упругой линии принимает вид:

$$y = \frac{\Delta}{\pi} (\sin kx + kx). \quad (30)$$

Из уравнения (29) следует, что при $L_1 = \frac{L}{2} \Rightarrow N = \frac{16\pi^2 EJ}{L^2}$, т.е. при значениях нагрузки

$\frac{4\pi^2 EJ}{L^2} \leq N \leq \frac{16\pi^2 EJ}{L^2}$ стержень соприкасается со стенкой направляющей только в одной точке, а при $N > \frac{16\pi^2 EJ}{L^2}$ происходит прилегание по участку L_2 .

С возрастанием силы N участок L_2 увеличивается и при некотором значении силы стержень на участке L_2 потеряет устойчивость. Для среднего прилегающего участка величина критической силы определяется следующим образом:

$$N_{KP} = \frac{16\pi^2 EJ}{L_2^2}, \quad (31)$$

где

$$L_2 = L - 2L_1. \quad (32)$$

Однако с другой стороны, происходит прилегание по участку L_2 :

$$N > \frac{4\pi^2 EJ}{L^2}. \quad (33)$$

С возрастанием силы N участок L_2 увеличивается и при некотором значении силы стержень на участке L_2 потеряет устойчивость.

Приравняв (31), (33) и с учетом (32), получим $L_1 = \frac{L}{4}$, тогда значение силы N , при котором стержень скачком изменит свое положение будет:

$N = \frac{64\pi^2 EJ}{L^2}$, соответственно при этом изменится $L_1 = L/6$, и стержень перейдет на трехточечное

соприкосновении со стенками направляющей. Исходя из реальных условий процесса сборки АК, в дальнейшем анализе деформаций стержня нет необходимости.

Рассмотрим напряжения, возникающие в сжатом изогнутом стержне. При любых значениях нагрузки N изогнутые участки стержня от точки перегиба до соседней точки прилегания к стенке направляющей имеют длину L_1 и описываются уравнением (30), которое составлено для крайнего левого участка. Из уравнения (30) получаем дифференциальное уравнение изогнутой оси стержня, которое после под-

становки $k^2 = \frac{N}{EJ_Z}$ и $N = \frac{4\pi^2 EJ_Z}{L_1^2}$ принимает вид:

$$EJ_Z y'' = -EJ_Z \frac{4\pi\Delta}{L_1^2} \sin kx. \quad (34)$$

Максимальный изгибающий момент, при $\sin kx = 1$, равен:

$$M_{\max} = EJ_Z \frac{4\pi\Delta}{L_1^2}. \quad (35)$$

Наибольшее напряжение определится как

$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &= \frac{N}{F} + \frac{4EJ_Z \pi \Delta}{L_1^2 W_Z} \quad \text{или} \\ \sigma_{\max} &= \frac{4N}{\pi d^2} + \Delta \frac{4\pi}{2} \frac{Ed}{L_1^2}, \end{aligned} \quad (36)$$

где W_Z – момент сопротивления сечения УС.

Как показано в работе [7], при степенях наполнения стержня арматурой $\Theta_{CT} \geq 20\%$ и сдвиговом характере разрушения, в композиционном материале имеет место несимметричное микровыпучивание волокон, при котором разрушающее напряжение может быть определено из выражения:

$$\sigma_x = G_{xy} + \pi^2 \lambda_B \Theta_{CT} E \left(\frac{d_B}{2L} \right)^2, \quad (37)$$

где G_{xy} – модуль сдвига стержня; d_B – диаметр волокон; λ_B – гибкость волокон.

При длине стержня значительно больше диаметра волокна $L \gg d_B$ это выражение приводится к виду

$$\sigma_x = G_{xy}. \quad (38)$$

Отсюда следует, что условие прочности сжатых в осевом направлении УС имеет вид

$$\sigma_{\max} = \frac{4N}{\pi d^2} + \frac{E\pi\Delta}{2L_1^2} \leq G_{xy}. \quad (39)$$

Модуль сдвига G_{xy} определяется свойствами связующего, прочностью его адгезионной связи с волокном, а также пористостью материала [7].

Соотношение сил, сопротивления осевой подаче стержня N и критической N_{KP} , определенной на длине от каркаса до крайнего дальнего положения

захвата стержня L , должно быть $\frac{N}{N_{кр}} \leq 4$. Так как

величина N изменяется в зависимости от глубины вталкивания стержня, использовать в расчетах необходимо максимально достигаемое при сборке АК ее значение [3].

Выводы

Получена взаимосвязь между конструктивным исполнением подающих роликов и НДС стержня, для снижения сжимающих нагрузок на стержень предложена конструкция подающего устройства с увеличенной площадью контакта, что позволило снизить габариты узла и повысить надежность его работы. Определение параметров и конструкции направляющей должно вестись с учетом полученных ограничений по устойчивости и прочности стержня.

Литература

1. Чесноков А.В. Повышение производительности сборки армирующих каркасов для углерод-угле-

родного композиционного материала / А.В. Чесноков, В.В. Чесноков // Вісник Східноукраїнського нац. ун-ту ім. В.Даля. – №7 (113), Ч.1. – Луганськ, 2007. – С. 169-174.

2. Чесноков А.В. К вопросу автоматизации сборки стержневых армирующих каркасов / А.В. Чесноков // Вісник Східноукраїнського нац. ун-ту ім. В. Даля. – № 6 (124) Ч. 2. – Луганськ, 2008. – С. 126-130.

3. Чесноков А.В. Силовой анализ укладки слоев горизонтальных стержней при сборке армирующих каркасов / А.В. Чесноков // Проектування та виробництва конструкцій літальних апаратів: збірн. наук. прац. – Х., 2008. – Вип. 2 (53). – С. 80-85.

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

5. Безухов Н.И. Основы теории упругости, пластичности и ползучести / Н.И. Безухов – М.: Высш. шк., 1988. – 522 с.

6. Макушин В.М. Напряженное состояние и прочность деталей в местах контакта / В.М. Макушин. – М.: МВТУ им Н. Баумана, 1947. – 510 с.

7. Грецул Л.Б. О видах разрушения однонаправленных композитов при сжатии / Л.Б. Грецул // Прочность и разрушение композиционных материалов. – Рига, 1983. – С. 304-312.

Поступила в редакцию 14.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. И.В. Малкова, Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ СТЕРЖНЯ В ПОДАЮЧОМУ ВУЗЛІ УСТАНОВКИ АВТОМАТИЗОВАНОГО СКЛАДАННЯ АРМУЮЧИХ КАРКАСІВ

О.В. Чесноков

Проведений аналіз силової дії на стержень в процесі автоматичного складання армуючих каркасів для вуглец-вуглецевого композиційного матеріалу. Детально розглянутий контакт подаючого ролика із стержнем, одержані залежності для визначення напруг в матеріалі стержня від конструктивного виконання пристрою і зусилля дії на стержень. Для створення великих зусиль втовхування стержня в каркас запропонована конструкція із збільшеною площею контакту, що понизило стискаючі навантаження на стержень. Визначено поведінку стержня в направляючій і одержані обмеження по зусиллю втовхування залежно від параметрів стержня.

Ключові слова: збірка стержневих армуючих каркасів, напруги в стержні, стійкість стержня, конструкція подаючого пристрою, автоматизоване складання.

ANALYSIS OF THE TENSE STATE OF BAR IN GIVING KNOT OF SETTING OF THE AUTOMATED ASSEMBLING OF REINFORCING FRAMEWORKS

A.V. Chesnokov

The analysis of power influence on a bar in the process of the automatic assembling of reinforcing frameworks for carbon-carbon composition material is conducted. The contact of giving roller with a bar is considered in detail, the devices and efforts of influence on a bar are got to dependence for determination of tensions in material of bar from structural execution. For creation of large efforts of pushing of bar construction with the megascopic area of contact is offered in framework, that reduced the squeezing loadings on a bar. The conduct of bar is certain in sending and limitations on effort of pushing depending on the parameters of bar are got.

Key words: assembling of bar reinforcing frameworks, tension in a bar, stability of bar, construction of giving device, automated assembling.

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 532.542

О.Н. РЕПАЛОВА

Национальный научный центр Харьковский физико-технический институт, Харьков

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПРИГРАНИЧНОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ДВИЖЕНИИ НЕЛИНЕЙНО-ВЯЗКОЙ ЖИДКОСТИ ПО ТРУБОПРОВОДАМ И КАНАЛАМ

Описан эксперимент по визуализации приграничных процессов кристаллизации движущейся нагретой неньютоновской жидкости у холодной стенки при ее движении под давлением. Такие течения могут реализовываться в процессе работы подающих магистралей и в технологических процессах литья полимеров. В качестве нелинейно-вязкой жидкости исследовался полипропилен, обладающий псевдопластическими свойствами. Получены зависимости роста пристеночного слоя от времени, температурные режимы на границе, и изменение давления в процессе запрессовки при различных начальных температурах жидкого ядра потока. Описаны технические особенности реализации течения с заданными для исследования условиями.

Ключевые слова: неньютоновские жидкости, нелинейно-вязкие жидкости, граница раздела фаз, полимеры, кристаллизация полимеров, псевдопластические свойства

Введение

Эксперименты по визуальному наблюдению процессов происходящих при течении вязких жидкостей по каналам и трубопроводам имеют большое значение для выяснения процессов происходящих у «холодной» стенки при контакте с ней нагретой жидкости. В случае сильных перепадов температур между ядром течения и стенкой трубопровода на последней будет возникать корка кристаллизованной неподвижной фазы, которая может расти, со временем приводя к зарастиванию проходного сечения, либо быть устойчивой сохраняя некую равновесную толщину [1]. Течения такого рода характерны для работы подающих магистралей в условиях холода, многих технологических процессов – таких как литье и переработка полимеров.

Экспериментальные методы наблюдения подобных течений сопряжены с техническими трудностями. К ним относятся организация перепада температур для интенсификации тепловых процессов в интересующем направлении и выполнение канала с прозрачной стенкой, которая могла бы выдерживать давление жидкости. Поэтому проведение подобных экспериментов интересно не только с точки получения собственно результатов, но и отладки самой экспериментальной методики и аппаратуры.

Схема эксперимента

С целью отладки техники эксперимента и получения экспериментальных данных по поведению неньютоновских жидкостей при наличии процессов

пристеночной кристаллизации был проведен эксперимент с течением псевдопластической жидкости (расплавленного полипропилена). Схема эксперимента показана на рис. 1. Течение неньютоновской жидкости происходит по узкому каналу, выполненному в плите специальной пресс-формы 1. Канал выполнен открытым, для того чтобы текущая жидкость свободно выходила в направлении 4, приложенное давление имело линейный характер спада и течение имело паузейлев профиль скорости. Верхняя часть канала закрыта прозрачным стеклом 2, которое позволяет вести видеосъемку процесса течения с помощью цифровой камеры 10, и которое способно выдерживать литьевое давление при впрыске. Для измерения граничных тепловых режимов на металлической стенке канала установлена термопара 6, на нижней границе стекла установлена

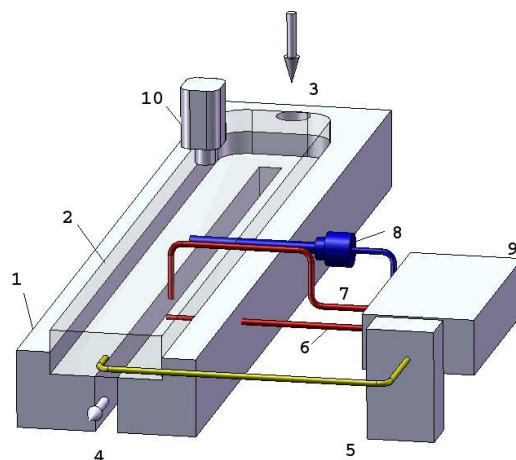


Рис. 1. Схема эксперимента

термопара 7. Обе термопары подсоединены к регистрирующему устройству 9. Датчик давления 8 соединен медной трубкой с каналом и также подсоединяется к блоку 9. Впрыск расплавленного материала осуществляется в точке 3 через сопло литейной машины. С помощью блока 5 и через оптоволоконный кабель осуществляется подсветка канала для улучшения качества видеосъемки.

Общую схему эксперимента можно описать следующим образом. Во время впрыска горячая нелинейно-вязкая жидкость протекает по каналу, контактируя с холодной стенкой пресс-формы. За счет процесса кристаллизации вдоль этой стенки образуется пристеночный кристаллизованный неподвижный слой. Наличие этого слоя, динамика изменения его толщины, скорость потока в канале контролируются с помощью видеозаписи. Для облегчения визуального наблюдения используются визуализирующие частицы - мелкозернистые твердые добавки в расплавленную массу потока. Течение неньютоновской жидкости происходит до полной остановки течения, т.е. закупорки канала из-за кристаллизации полимера. В течение всего времени течения контролируется изменение температур на периферии потока, давление по показаниям датчика литейной машины (которая обеспечивает впрыск материала в полость канала) и датчика давления, выполняется видеозапись течения. Для выяснения влияния тепловых режимов на процесс роста неподвижного слоя запрессовки повторяются для различных величин температуры ядра потока нелинейно-вязкой жидкости.

Фотография экспериментальной пресс-формы представлена на рис. 2. Верхняя и нижняя плиты сделаны из обычной конструкционной стали, причем закалка, в отличие от общепринятой технологии изготовления оснастки, не производилась. В верхней плите имеется освобождение под крепление оргстекла, толщина которого составляла 12 мм. Канал выполнен чистовой фрезеровкой без последующей обработки поверхности. Ширина канала составляла $h = 3$ мм, высота $s = 10$ мм, длина $l = 150$ мм. Такое соотношение размеров выбиралось из следующих соображений. Соотношение $s \gg h$ необходимо, для того чтобы нивелировать тепловые эффекты по высоте, так как мы изучаем поведение кристаллизационной границы по высоте канала h . Достаточно большая величина l нужна, для того чтобы была возможность производить измерения и видеосъемку на достаточном удалении от точки впрыска, для того чтобы устранить влияние переходных процессов на начальном участке течения. Для равномерности подачи материала к началу канала и отсутствия эффекта «течения по незаполненной полости» переход между точкой впрыска и телом канала выполнен по специальной расширяющейся образующей. Геометрия расширения выбиралась из практического опыта и рекомендаций специальной литературы по конструированию пресс-форм [2]. Точка впрыска на пресс-форме

имела радиусную выборку под сопло литейной машины, выборка была сделана согласно стандартным технологическим рекомендациям. Видеосъемка производилась короткофокусной цифровой камерой SONY DCR-NC35, расстояние от стекла пресс-формы до объектива составляло не более 3 см. Подсветка течения осуществлялась лупой бинокулярной ЛБВО № 88250.

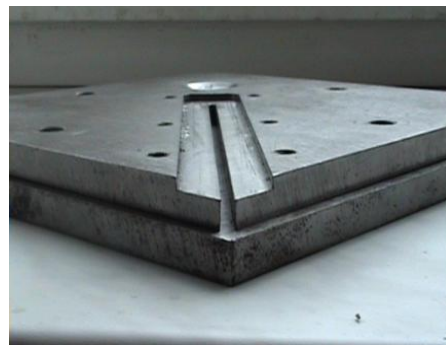


Рис. 2. Фотография экспериментальной пресс-формы

Для замеров температуры и давления использовались термопары ХА, датчик давления – ДТМ-15. Нополнителем переходной трубки к датчику давления служило машинное масло. Для подготовки расплавленного полипропилена и подачи его в канал использовалась стандартная компактная литейная машина для ручных пресс-форм вертикального типа с подвижным нижним столом и материальным цилиндром объемом 50 см³. Установленные на ней датчики температуры давления позволяли контролировать температуру расплава и давление на впрыск. В качестве неньютоновской жидкости использовался стандартный полупрозрачный гранулированный полипропилен марки Lipol украинского производства (ТУ 424.1-32292929-003:2007). Характеристики этого материала представлены в табл. 1.

Таблица 1
Характеристики полипропилена Lipol

Текущность расплава, г/10 мин	2,5-4,0
Разброс значений показателя текучести, не более, %	10
Температура размягчения по VICAT при 10 Н, не менее, °С	153
Температура пенетрации по НДТ, °С	93
Плотность, ρ кг/м ³	500

В качестве частиц, визуализирующих течение, была использована мелкая абразивная крошка с размером частиц порядка 0,05 мм. Концентрация визуализирующих частиц в материале составляла не более 2 %, добавка осуществлялась путем равномерного подмешивания перед засыпкой в материальный цилиндр литейной машины. Количество визуализирующей добавки определялось согласно

аналогии с литьевыми технологиями по добавлению красителей: величина добавки не более 3 % не меняет литьевые характеристики материала.

Анализ результатов

Были выполнены десять запрессовок с различными значениями температуры расплава. Температуры выбирались таким образом, чтобы перекрыть весь тепловой диапазон для данного материала – от минимальной температуры, при которой материал еще сохраняет текучесть, и до максимальной, когда уже начинается деструкция полимера. Кривые изменения температурного режима во время запрессовок показаны на рис. 3. Сравнение температурных зависимостей для стенки и границы стекла показывает, что температуры для металлической стенки канала в два раз превосходят температуры на границе стекла. Таким образом, можно сказать, что достигнуто условие интенсификации теплообмена в изучаемом направлении – по высоте канала. Зависимости для температуры имеют характерный всплеск с последующим понижением, что свидетельствует об интенсивных процессах отдачи тепла от потока к стенке, причем с течением времени теплообмен приближается к стационарному. При повышении температуры расплава значительно повышается и максимально достигаемая температура на стенке. При понижении температуры максимум не столь ярко выражен, и кривая имеет гораздо более пологую форму. Все это свидетельствует о том, что изменение температуры расплава значительным образом меняет характер и темп процессов теплообмена в течении. Это означает, что вариация этого параметра интересна с точки зрения получения экспериментальных результатов. Зависимость давления от времени показана на рис. 4 и имеет характерный для литья полимеров вид: резкое нарастание давления и небольшой спад после выхода на максимум с последующим переходом к стационарной величине [3].

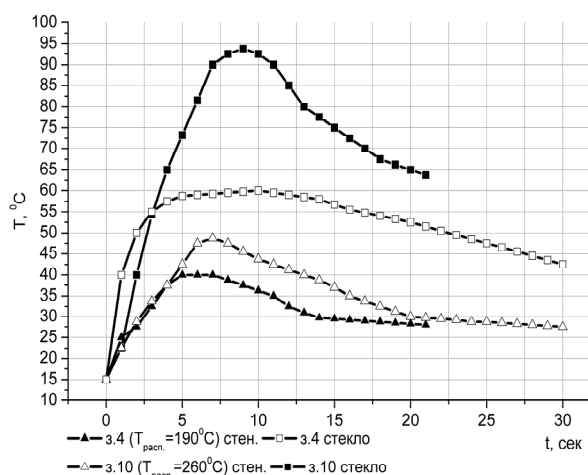


Рис. 3. Изменение температуры на стенке канала и на границе стекла

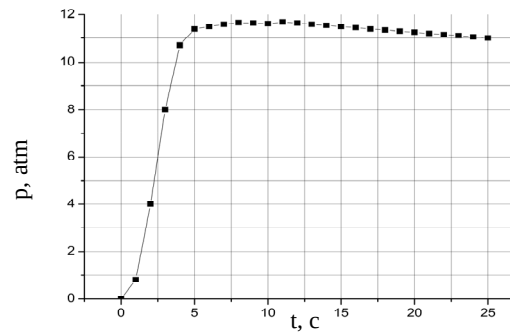


Рис. 4. Изменение давления в течении

Таким образом, анализ характера течения показал, что оно вполне соответствовало требованиям поставленной цели эксперимента – изучение поведения кристаллизованной неподвижной фазы в ламинарном течении нелинейно-вязкой жидкости при интенсивном теплообмене по высоте канала. Анализ полученных в эксперименте видеозаписей показал, что рост пристеночного слоя хорошо визуализируется и темп этого роста достаточно «визуально» медленен (более 15 секунд). Это позволяет отчетливо наблюдать, на всех сделанных видеозаписях постепенное нарастание неподвижного слоя в режиме реального времени, что выглядит как медленный рост к центру канала замутненной пристеночной полосы при наличии прозрачного течения в ядре потока, в котором находятся визуализирующие частицы. При этом отчетливо виден параболический характер профиля скорости: визуализирующие частицы в центре потока движутся быстрее, чем на периферии (ближе к кристаллизованной фазе). Последовательные стоп-кадры видеозаписи одной из запрессовок представлены на рис. 5. Обработанные результаты экспериментов представлены в виде наборов экспериментальных точек на рис. 6. Видно, что экспериментальные точки ложатся на вполне плавную кривую, причем для разных запрессовок все кривые имеют достаточно характерную сходную форму.

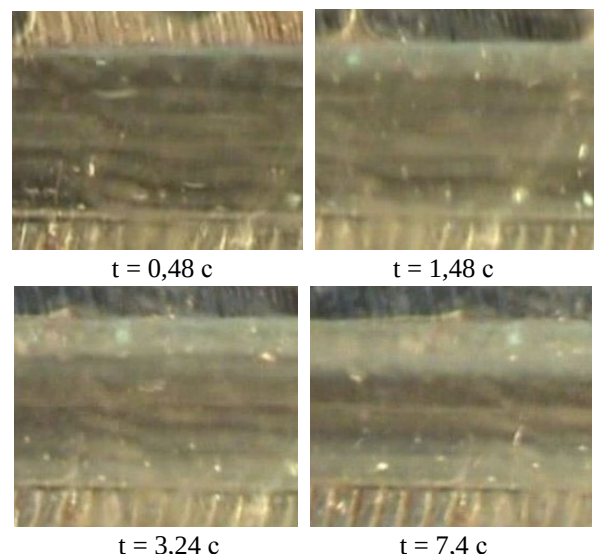


Рис. 5. Стоп-кадры роста кристаллизационной корки

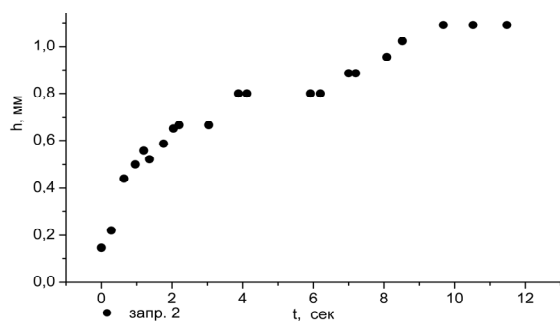


Рис. 6. Экспериментальная кривая роста пристеночного слоя во времени

Учитывая тот факт, что в ходе экспериментов был перекрыт весь диапазон возможных температур течения (от минимальной, когда материал еще течет, и максимальной, когда уже начинается деструкция материала), можно сказать, что полученная форма кривой отражает процесс роста пристеночного слоя. Качественно характер процесса вполне однотипен для различных значений температуры расплава. Все полученные зависимости имеют достаточно большой угол наклона для начального времени течения, что соответствует очень быстрому нарастанию кристаллизационного слоя во времени. Далее с течением времени кривая становится более полой, что означает уменьшение скорости роста.

Такое поведение можно объяснить следующим образом: по мере роста кристаллизационный слой увеличивает тепловую изоляцию ядра потока от

холодной стенки. Это препятствует оттоку тепла от жидкого нагретого потока через границу кристаллизации к стенке, и, следовательно, замедляет темп кристаллизационных процессов.

Заключение

В результате проведения эксперимента получены следующие результаты: адекватный профиль течения и требуемое направление тепловых процессов; видеозаписи позволили установить темп роста кристаллизованной фазы, оценить время зарастивания канала и выяснить качественный характер протекания всего процесса; анализ экспериментальной кривой роста пристеночного слоя (рис. 6) показывает, что скорость его роста снижается по мере нарастания его толщины.

Литература

1. Репалова О.Н. Влияние теплообмена на формуемость под давлением / О.Н. Репалова, А.В. Бастеев, А.В. Дашков, О.В. Кравченко // Проблемы машиностроения. – 2005. – Т. 8, № 1. – С. 95-101.
2. Видгоф Н.Б. Основы конструирования литевых форм для термопластов / Н.Б. Видгоф. – М.: Машиностроение, 1979. – 264 с.
3. Калинин Э.Л. Оборудование для литья пластмасс под давлением / Э.Л. Калинин. – М.: Химическое машиностроение, 1985. – 300 с.

Поступила в редакцию 1.06.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук В.И. Ткаченко, Национальный научный центр Харьковский физико-технический институт НАН Украины “ННЦ ХФТИ”, Харьков.

ВІЗУАЛІЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ ПРИКОРДОННОЇ КРИСТАЛІЗАЦІЇ ПРИ ЗМУШЕНОМУ РУСІ НЕЛІНІЙНО-ГРУЗЛОЇ РІДИНИ ПО ТРУБОПРОВОДАХ І КАНАЛАХ

О.М. Репалова

Описано експеримент по візуалізації примежових процесів кристалізації у нагрітій неньютонівській рідині, що рухається під тиском біля холодної стінки. Як нелінійно-грудла рідина досліджувався поліпропілен, який має псевдо пластичні властивості. Отримано залежності росту пристінного шару від часу, температурні режими на межі розподілу фаз і зміна тиску в процесі запресовування при різних початкових температурах рідкого ядра потоку. Описано технічні особливості реалізації плинну із заданими для дослідження умовами.

Ключові слова: неньютонівські рідини, нелінійно-грудлі рідини, межа розподілу фаз, полімери, кристалізація полімерів, псевдо пластичні властивості.

VISUALIZATION OF BOUNDARY CRYSTALLIZATION PROCESSES IN THE EMERGENCY MOVEMENT UNDER THE PRESSURE OF NONLINEARLY-VISCOUS LIQUID INSIDE THE PIPE LINES AND CHANNELS

O.N. Repalova

The experiment of visualization of boundary crystallization processes in the moving under the pressure non-Newtonian liquid is described. As non-Newtonian liquid the polypropylene is chosen as it has pseudo plastic characteristics. The time variation of parietal layer rise, pressure and temperature regimes on the phase boundary while pressing with different initial temperatures of the flow are obtained. The engineering properties of the flow realization with given for investigation conditions are described.

Key words: A non-Newtonian liquid, the phase boundary, the polymers, the pseudo plastic characteristics, polymers crystallization, polymers moulding.

Репалова Ольга Николаевна – младший научный сотрудник, Национальный научный центр, Харьковский физико-технический институт, Харьков, e-mail: avd_ron@ukr.net.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

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

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ БИ-ВЕЩЕСТВА В КОНСТАНТАХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФОРМ ЕГО КВАНТОВ

На основе гипотезы би-вещества осуществлена идентификация его свойств и параметров с помощью мировых констант π и e , характеризующих геометрические формы барионного и тахионного квантов. Процесс идентификации базируется на впервые полученной зависимости постоянной тонкой структуры α от геометрических форм барионного (4π) и тахионного ($4e$) квантов би-вещества в таком соотношении $\alpha^{-1} = 4\pi 4e$. Показано, что такие модели являются эффективным средством исследования свойств вещества. С помощью (α, π, e) -моделей идентифицированы энергии взаимодействующих квантов и другие их физические параметры, такие как, массы, давления, силы взаимодействия и т.п. Показано, например, что на нано расстояниях температура барионного вещества определяется удвоенным произведением параметров геометрических форм квантов, т.е. $T_0 = 2\alpha^{-1} = 2(4\pi 4e)$.

Ключевые слова: би-вещество, физические параметры, геометрические модели измерения, мировые константы π и e .

Введение

Как установили исследователи в конце прошлого и в начале нынешнего столетий, в природе кроме наблюдаемого светящегося вещества ($\approx 4\%$), существует около 26% так называемой «темной» массы, которая не светится, а выдает себя лишь гравитационными свойствами [1].

Для выяснения природы «темной» массы, ее физических параметров, в том числе и причин ее невидимости, в работе [2] предложена гипотеза би-вещества, состоящего из принципиально различных квантов – барионного (б) и тахионного (т) показанных на рис. 1. В развитие этой гипотезы в работе [3] предложен метод, который на основе энергетического взаимодействия, использования основных законов механики и термодинамики, а также достижений в оценке физических констант дал возможность сформировать энергетические модели измерения и найти численные значения физических параметров вещества в тахионном кванте, т.е. «темной» массы.

Постановка задачи

Дальнейшие исследования показали, что применительно к оценке свойств би-вещества успешно могут быть использованы и геометрические модели измерения [4 – 5], построенные на впервые полученной взаимосвязи энергетической константы α – т.е. постоянной тонкой структуры с мировыми константами π и e

$$\alpha = \frac{1}{4\pi 4e}, \quad (1)$$

где 4π – параметр формы барионного кванта; $4e$ – параметр формы тахионного кванта;

Представление величины тонкой структуры (α) через геометрические формы барионного (4π) и тахионного ($4e$) квантов позволяет перейти к оценке физических параметров би-вещества с помощью этих констант (рис. 1).

Решение задачи

Поскольку в гипотезе би-вещества центральное место занимает определение энергий его квантов:

– в гравитационном взаимодействии:

а) барионного кванта $E_{\text{кб}}, E_{\text{пб}}$ и $\Delta E_{\text{б}}$,

б) тахионного кванта $E_{\text{кт}}, E_{\text{пт}}$ и $\Delta E_{\text{т}}$;

– в электромагнитном взаимодействии:

а) барионного кванта $E_{\text{эб}}, E_{\text{эпб}}$ и $\Delta E_{\text{эб}}$,

б) тахионного кванта $E_{\text{экт}}, E_{\text{эпт}}$ и $\Delta E_{\text{эт}}$.

то, прежде всего, величины этих энергий выразим через константы π и e .

Такой переход может быть осуществлен с помощью основных параметров барионного кванта: его массу ($M_{\text{б}}$), радиус ($R_{\text{б}}$) и время ($\tau_{\text{б}}$) взаимодействия.

Если обратиться к энергетическим моделям их измерения (табл. 1) [2], добавить к этим выражениям законы сохранения энергии в квантах би-вещества:

$$\begin{aligned} \Delta E_{\text{эб}} &= E_{\text{экб}} - E_{\text{эпб}}; \\ \Delta E_{\text{эт}} &= E_{\text{экт}} - E_{\text{эпт}}, \end{aligned} \quad (2)$$

а также учесть численные значения их относительных величин, то получим отношения масс, радиусов и времен взаимодействий, записанные через безразмерные константы α, π и e :

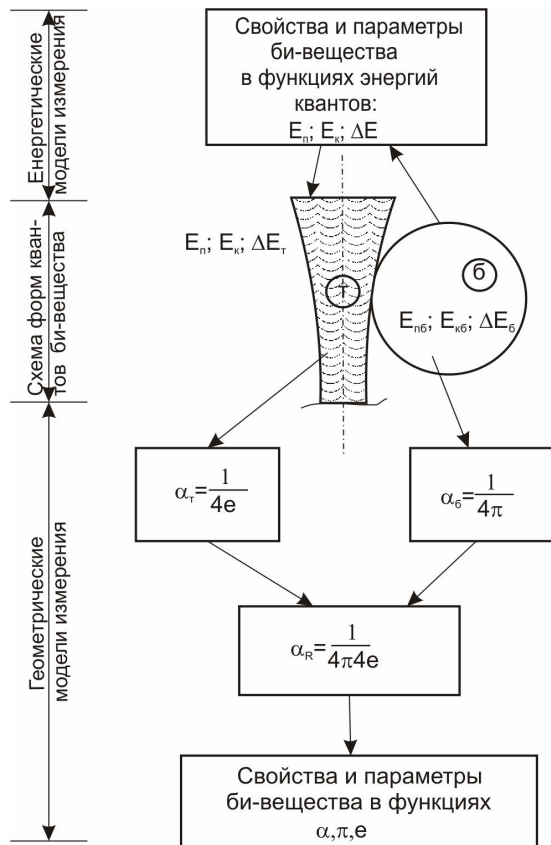


Рис. 1. Схема метода идентификации свойств и физических параметров би-вещества в безразмерных константах α , π , e : б – барионный квант; т – тахионный квант; E_k и E_n – кинетические и потенциальные энергии квантов; ΔE – энергии, затрачиваемые на взаимодействие

$$\frac{M_b}{M_{\text{эб}}} = \frac{1,1295303 \cdot 10^{-12}}{8,2234833 \cdot 10^{-39}} = 1,3735424 \cdot 10^{26} \approx \frac{\pi}{\alpha^{12}}; \quad (3)$$

$$\frac{R_{\text{эб}}}{R_b} = \frac{3,9226578 \cdot 10^{-6}}{3,338795 \cdot 10^{-9}} = 1174,8723 \approx \frac{1}{2^4 \alpha^2}; \quad (4)$$

$$\frac{\tau_b}{\tau_{\text{эб}}} = \frac{5,7782281 \cdot 10^{-5}}{1,308464 \cdot 10^{-14}} = 4,416039 \cdot 10^9 \approx \frac{2^2 \pi}{\alpha^4}. \quad (5)$$

Таблица 1

Энергетические модели измерения параметров барионного кванта [2]

Физ.параметры	В гравитационном взаимодействии	В электромагнитном взаимодействии
Массы, М	$M_b = \frac{E_{\text{пт}}^{1/4} E_{\text{кб}}^{3/2} \Delta E_t^{1/2}}{E_{\text{пб}}^{3/4} E_{\text{кт}}^{1/2} \Delta E_b^{1/2}}$	$M_{\text{эб}} = \frac{E_{\text{эпт}}^{1/4} E_{\text{экб}}^{3/2} \Delta E_{\text{эт}}^{1/2}}{E_{\text{эпб}}^{3/4} E_{\text{экт}}^{1/2} \Delta E_b^{1/2}}$
Радиусы взаимодействия, R	$R_b = \frac{E_{\text{пб}}^{3/4} E_{\text{пт}}^{3/4} \Delta E_b^{3/2}}{E_{\text{кб}}^{3/2} E_{\text{кт}}^{1/2} \Delta E_t^{1/2}}$	$R_{\text{эб}} = \frac{E_{\text{эпб}}^{3/4} E_{\text{эпт}}^{3/4} \Delta E_{\text{эб}}^{3/2}}{E_{\text{экб}}^{3/2} E_{\text{экт}}^{1/2} \Delta E_t^{1/2}}$
Времена передачи взаимодействия, τ	$\tau_b = \frac{E_{\text{пб}}^{3/8} E_{\text{пт}}^{7/8} \Delta E_b^{5/4}}{E_{\text{кб}}^{5/4} E_{\text{кт}}^{3/4} \Delta E_t^{1/4}}$	$\tau_{\text{эб}} = \frac{E_{\text{эпб}}^{3/8} E_{\text{эпт}}^{7/8} \Delta E_{\text{эб}}^{5/4}}{E_{\text{экб}}^{5/4} E_{\text{экт}}^{3/4} \Delta E_t^{1/4}}$

Как следует из данных, приведенных в табл. 2, все виды энергий, как в гравитационном, так и в электромагнитном взаимодействиях, идентифицированы либо сочетанием π и α , либо объединением мировых констант, являющихся отражением геометрических форм (π и e):

При этом в выражениях (3) – (5) учтено, что численные значения масс (M_b , $M_{\text{эб}}$) радиусов взаимодействий (R_b , $R_{\text{эб}}$) и времен прохождения взаимодействий (τ_b , $\tau_{\text{эб}}$) взяты по данным работы [3] и соответственно составляют:

$$M_b = 1,1295303 \cdot 10^{-12} \text{ кг}; \quad M_{\text{эб}} = 8,2234833 \cdot 10^{-12} \text{ кг}; \\ R_b = 3,338805 \cdot 10^{-9} \text{ м}; \quad R_{\text{эб}} = 3,9226578 \cdot 10^{-6} \text{ м}; \\ \tau_b = 5,778281 \cdot 10^{-5} \text{ с}; \quad \tau_{\text{эб}} = 1,308464 \cdot 10^{-14} \text{ с}.$$

При этом идентификация осуществлена в виде показательных функций с помощью трех констант α , π и e . В них энергетические свойства вещества, выраженные через постоянную тонкой структуры α , увязаны с параметрами геометрических форм квантов би-вещества 4π и $4e$, что и позволяет найти потенциальные и кинетические энергии квантов в безразмерном виде и с их помощью идентифицировать все физические параметры би-вещества.

Весьма важным является вопрос точности определения энергий взаимодействующих квантов, полученных на основе различных моделей. Если в качестве исходных величин взять их значения, подсчитанные на основе энергетических моделей измерения [3], то их сравнение с величинами, найденными на основе зависимости (1), приведено в табл. 3.

Очевидно, что численные значения энергий барионного (б) и тахионного (т) квантов, полученные на основе различных моделей отличаются друг от друга не более чем на 2...3%.

Используя зависимость (1) и методику идентификации энергий взаимодействующих квантов, нетрудно осуществить переход к моделям измерения других параметров би-вещества через геометрические константы форм его квантов. Такое моделирование приведено в табл. 4 и 5 (при гравитационном взаимодействии квантов) и в табл. 6 и 7 (при их электромагнитном взаимодействии).

Анализируя данные, представленные в табл. 4 и 5, можно убедиться, что наиболее просто идентифицируется температура в барионном веществе, представляя собой удвоенное значение соотношения (1):

$$T_b = \frac{2}{\alpha} = 2^5 \pi e. \quad (6)$$

Обращает также на себя внимание тот факт, что значения силы, числа Авогадро и газовой постоянной определяются на основе различных сочетаний α , π и e , однако имеют одинаковые численные значения в обеих формах вещества, совпадающие почти точно с аналогичными величинами, найденными по моделям их энергетического измерения [3].

Таблица 2

Идентификация энергий взаимодействия барионного и тахионного квантов в би-веществе

Виды взаимодействий	Виды энергий взаимодействующих квантов	В константах (α и π)	В константах (π и e)
Гравитационное	$\Delta E_{\delta} = E_{\kappa\delta}$	$\frac{2\alpha^9}{\pi^3}$	$\frac{1}{2^{35}\pi^{12}e^9}$
	$E_{\pi\delta}$	$2^{32} \cdot \pi^{11} \cdot \alpha^{30}$	$1/(2^{88}\pi^{19}e^{30})$
	$E_{\kappa\tau} = E_{\pi\tau}$	$\frac{1}{2^{32}\pi^8\alpha^{40}}$	$\frac{1}{2^{156}\pi^{109/2}e^{32}}$
	ΔE_{τ}	$2^{1/2}\alpha^{19/2}/\pi$	$2^{128}\pi^{32}e^{40}$
Электромагнитное	$E_{\kappa\delta} = E_{\pi\delta}$	$\frac{\alpha^9}{2^3\pi^2}$	$\frac{1}{2^{75/2}\pi^{21/2}e^{19/2}}$
	$\Delta E_{\delta\delta}$	$\frac{\alpha^{19}}{2^3\pi^4}$	$\frac{1}{2^{42}\pi^{11}e^9}$
	$E_{\kappa\tau} = E_{\pi\tau}$	1,0	1,0
	$\Delta E_{\tau\tau}$	$\frac{\alpha^{32}}{2^{28}\pi^{45/2}}$	$\frac{1}{2^{79}\pi^{23}e^{19}}$

Таблица 3

Сравнительная оценка энергий взаимодействия барионного и тахионного квантов, вычисленных на основе различных моделей

Виды энергий	Численные значения энергий		
	В энерг. моделях, Дж	В константах (π , α)	В константах (π , e)
$E_{\kappa\delta}$	$3,7712782 \cdot 10^{-21}$	$\frac{2\alpha^9}{\pi^3} = 3,7850212 \cdot 10^{-21}$	$\frac{1}{2^{35}\pi^{12}e^9} = 3,81785 \cdot 10^{-21}$
$E_{\pi\delta}$	$9,3039412 \cdot 10^{-50}$	$2^{32}\pi^{11}\alpha^{30} = 9,9211648 \cdot 10^{-50}$	$\frac{1}{2^{88}\pi^{19}e^{30}} = 9,5295417 \cdot 10^{-50}$
ΔE_{δ}	$3,7712782 \cdot 10^{-21}$	$\frac{2\alpha^9}{\pi^3} = 3,7850212 \cdot 10^{-21}$	$\frac{1}{2^{35}\pi^{12}e^9} = 3,81785 \cdot 10^{-21}$
$E_{\kappa\tau}$	$7,7847680 \cdot 10^{71}$	$\frac{1}{2^{32}\pi^8\alpha^{40}} = 7,2985189 \cdot 10^{71}$	$2^{128}\pi^{32}e^{40} = 7,5310681 \cdot 10^{71}$
$E_{\pi\tau}$	$7,7847680 \cdot 10^{71}$	$\frac{1}{2^{32}\pi^8\alpha^{40}} = 7,2985189 \cdot 10^{71}$	$2^{128}\pi^{32}e^{40} = 7,5310681 \cdot 10^{71}$
ΔE_{τ}	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$	$\frac{2^{1/2}\alpha^{19/2}}{\pi} = 2,2564977 \cdot 10^{-21}$	$\frac{1}{2^{75/2}\pi^{21/2}e^{19/2}} = 2,2630538 \cdot 10^{-21}$

В условиях электромагнитного взаимодействия параметры барионного (δ) и тахионного (τ) квантов также могут быть идентифицированы через параметры исходной субстанции, т.е. через α , π и e . Результаты такого моделирования представлены в табл. 6 и 7. Следует подчеркнуть, что как и в случае гравитационного взаимодействия, при электромагнитном взаимодействии значения таких величин, как F , N_A и R^{Γ} хотя и определяются по различным сочетаниям исходных параметров π и e , но имеют одинаковые численные значения как в барионном (δ), так и в тахионном (τ) квантах.

Таким образом, в табл. (4) – (7) представлена полная идентификация би-вещества, полученная на основе выражения (1), т.е. с учетом геометрических форм его квантов π и e .

Весьма важно сравнить эти величины с аналогичными их значениями, но полученными на основе энергетических моделей измерения физических параметров би-вещества [3].

Результаты такого сравнения приведены в табл. 8, по некоторым физическим параметрам как для барионного, так и для тахионного квантов в π и e .

Таблица 4

Модели измерения физических параметров би-вещества с помощью констант форм (α , π)
(гравитационное взаимодействие)

Физические параметры	В барионном кванте		В тахионном кванте	
	Геометрические модели	Численные значения	Геометрические модели	Численные значения
Массы квантов, кг	$\frac{\alpha^{5/4}}{2^{59/4} \pi^{39/4}}$	$1,1004064 \cdot 10^{-12}$	$2^{65/4} \cdot \pi^{17/4} \cdot \alpha^{89/4}$	$2,8843556 \cdot 10^{-41}$
Радиусы взаимодействий, м	$2^{63/4} \cdot \pi^{27/4} \cdot \alpha^{31/4}$	$3,4396522 \cdot 10^{-9}$	$2^{61/4} \cdot \pi^{35/4} \cdot \alpha^{33/4}$	$2,0506058 \cdot 10^{-9}$
Времена взаимодействий, с	$2^{63/8} \cdot \pi^{27/8} \cdot \alpha^{31/8}$	$5,8648548 \cdot 10^{-5}$	$2^{315/8} \cdot \pi^{119/8} \cdot \alpha^{315/8}$	$1,2891123 \cdot 10^{-65}$
Молярные объемы, м ³	$2^{99/4} \cdot \pi^{43/4} \cdot \alpha^{27/4}$	$2,3508149 \cdot 10^{-2}$	$2^{93/4} \cdot \pi^{67/4} \cdot \alpha^{33/4}$	$4,9810509 \cdot 10^{-3}$
Давления, Па	$\frac{1}{2^{185/4} \pi^{93/4} \alpha^{57/4}}$	93009,023	$\frac{1}{2^{181/4} \pi^{109/4} \alpha^{61/4}}$	261692,99
Постоянные Больцмана Дж/К·моль	$\frac{\alpha^{10}}{\pi^3}$	$1,3810302 \cdot 10^{-23}$	$2^{31} \cdot \pi^{11} \cdot \alpha^{31}$	$3,6199265 \cdot 10^{-52}$
Температуры, ° К	$\frac{2}{\alpha}$	274,07204	$\frac{1}{2^{61/2} \pi^{12} \alpha^{43/2}}$	$6,2335127 \cdot 10^{30}$
Силы взаимодействия, Н	$\frac{\alpha^{5/4}}{2^{59/4} \pi^{39/4}}$	$1,1004064 \cdot 10^{-12}$	$\frac{1}{2^{79/4} \pi^{11} \alpha_{cp}^{5/4}}$	$1,136702 \cdot 10^{-12}$
Числа Авогадро, моль ⁻¹	$\frac{1}{2^{45/2} \pi^{19/2} \alpha^{33/2}}$	$5,776641 \cdot 10^{23}$	$2^{87/2} \cdot \pi^7 \cdot \alpha^{33/2}$	$5,9737161 \cdot 10^{23}$
Газовые постоянные Дж/кг·К	$2^{59/4} \cdot \pi^{27/4} \cdot \alpha^{35/4}$	$1,9610552 \cdot 10^{-11}$	$1/\left(2^{81/4} \pi^2 \alpha_{cp}^{35/4}\right)$	$1,2258106 \cdot 10^{-11}$

Таблица 5

Модели измерения физических параметров с помощью констант (π , e) (гравитационное взаимодействие)

Физические параметры	В барионном кванте		В тахионном кванте	
	Геометрические модели	Численные значения	Геометрические модели	Численные значения
Массы квантов, кг	$\frac{1}{2_{cp}^{79/4} \pi_{cp}^{11} e_{cp}^{5/4}}$	$1,136702 \cdot 10^{-12}$	$\frac{1}{2^{291/4} \pi^{18} e^{89/4}}$	$2,8843556 \cdot 10^{-41}$
Радиусы взаимодействий, м	$\frac{1}{2_{cp}^{61/4} \pi_{cp} e_{cp}^{31/4}}$	$3,3587017 \cdot 10^{-9}$	$\pi^{1/2} / \left(2^{71/4} e^{33/4}\right)$	$1,9908926 \cdot 10^{-9}$
Времена взаимодействий, с	$\frac{1}{2_{cp}^{61/8} \pi_{cp}^{1/2} e_{cp}^{31/8}}$	$5,7954307 \cdot 10^{-5}$	$\frac{1}{2^{945/8} \pi^{49/2} e^{315/8}}$	$1,2219976 \cdot 10^{-65}$
Молярные объемы, м ³	$\frac{\pi^4}{2^{9/4} e^{27/4}}$	$2,2633936 \cdot 10^{-2}$	$\frac{\pi^{17/2}}{2^{39/4} e^{33/4}}$	$4,870598 \cdot 10^{-3}$
Давления, Па	$\frac{2^{43/4} e^{57/4}}{\pi^9}$	100763,55	$\frac{2^{63/4} e^{61/4}}{\pi^{12}}$	269969,08
Постоянные Больцмана, Дж/К·моль	$\frac{1}{2^{40} \pi^{13} e^{10}}$	$1,3933837 \cdot 10^{-23}$	$\frac{1}{2^{93} \pi^{20} e^{31}}$	$3,9324095 \cdot 10^{-52}$
Температуры, ° К	$2^5 \pi e$	273,99842	$2^{111/2} \pi^{19/2} e^{43/2}$	$5,975569 \cdot 10^{30}$

Таблица 6

Модели измерения физических параметров би-вещества констант форм (π , α)
(электромагнитное взаимодействие)

Физические параметры	В барионном кванте		В тахионном кванте	
	Безразм. модели	Числ. значения	Безразм. модели	Числ. значения
Массы квантов, кг	$\alpha^{53/4} / \left(2^{59/4} \pi^{39/4} \right)$	$7,9870557 \cdot 10^{-39}$	$\alpha^{53/4} / \left(2^{59/4} \pi^{43/4} \right)$	$7,987056 \cdot 10^{-39}$
Радиусы взаимодействия, м	$2^{47/4} \pi^{27/4} \alpha^{23/4}$	$4,0370533 \cdot 10^{-6}$	$\alpha^{75/4} / \left(2^{53/4} \pi^{47/4} \right)$	$1,2711325 \cdot 10^{-50}$
Времена взаимодействия, с	$2^{47/8} \pi^{19/8} \alpha^{63/8}$	$1,3234537 \cdot 10^{-14}$	$\alpha^{203/8} / \left(2^{165/8} \pi^{137/8} \right)$	$2,34409 \cdot 10^{-69}$
Скорости взаимодействия, м/с	$2^{47/8} \pi^{35/8} / \alpha^{17/8}$	$3,050389 \cdot 10^8$	$2^{59/8} \pi^{43/8} / \alpha^{53/8}$	$1,1189394 \cdot 10^{19}$
Элементарные электрические заряды, Кл	$1 / \left(2^{259/8} \pi^{159/8} \alpha^{3/8} \right)$	$1,4949073 \cdot 10^{-19}$	$2^{153/8} \pi^{145/8} / \alpha^{247/8}$	$5,531118 \cdot 10^{80}$
Электрические постоянные, Ф/м	$1 / \left(2^{147/2} \pi^{89/2} \alpha^{31/2} \right)$	$7,4484672 \cdot 10^{-12}$	$2^{103/2} \pi^{48} / \alpha^{161/2}$	$2,406784 \cdot 10^{211}$

Таблица 7

Модели измерения физических параметров би-вещества в параметрах
формы квантов (π , e) (электромагнитное взаимодействие)

Физические параметры	В барионном кванте		В тахионном кванте	
	Геометр. модели	Численные значения	Геометр. модели	Численные значения
M , кг	$1 / \left(2^{271/4} \pi^{24} e^{53/4} \right)$	$8,7217263 \cdot 10^{-39}$	$1 / \left(2^{271/4} \pi^{24} e^{53/4} \right)$	$8,7217263 \cdot 10^{-39}$
R , м	$\pi / \left(2^{45/4} e^{23/4} \right)$	$4,0369659 \cdot 10^{-6}$	$1 / \left(2^{353/4} \pi^{61/2} e^{75/4} \right)$	$1,3205043 \cdot 10^{-50}$
τ , с	$1 / \left(2^{205/8} \pi^{11/2} e^{63/8} \right)$	$1,3539487 \cdot 10^{-14}$	$1 / \left(2^{977/8} \pi^{85/2} e^{203/8} \right)$	$1,2012774 \cdot 10^{-69}$
v , м/с	$2^{115/8} \pi^{13/2} e^{17/8}$	$2,9816229 \cdot 10^8$	$2^{271/8} \pi^{12} e^{53/8}$	$1,09925 \cdot 10^{19}$
e , Кл	$e^{3/8} / \left(2^{247/8} \pi^{39/2} \right)$	$1,5956746 \cdot 10^{-19}$	$2^{1141/8} \pi^{49} e^{247/8}$	$5,2170228 \cdot 10^{80}$
ε , Ф/м	$e^{31/2} / \left(2^{23/2} \pi^{29} \right)$	$8,1344257 \cdot 10^{-12}$	$2^{747/2} \pi^{257/2} e^{161/2}$	$2,0502019 \cdot 10^{211}$
μ , Гн/м	$e^{16} / \left(2^{69/4} \pi^{79/4} \right)$	$1,382828 \cdot 10^{-6}$	$1 / \left(2^{1765/4} \pi^{305/2} e^{375/4} \right)$	$4,0151483 \cdot 10^{-250}$

Таблица 8

Численное сравнение параметров барионного кванта (б) полученных с помощью
энергетических и геометрических моделей измерения (гравитационное взаимодействие)

Физические параметры	Энергетическое измерение		Измерение на основе форм квантов (π , e)
	модели	численные значения	
1	2	3	4
Масса, кг	$E_{\pi\tau}^{1/4} E_{\kappa\delta}^{3/2} \Delta E_{\tau}^{1/2} / \left(E_{\pi\delta}^{3/4} E_{\pi\tau}^{1/2} \Delta E_{\delta}^{1/2} \right)$	$1,1295303 \cdot 10^{-12}$	$1,1004064 \cdot 10^{-12}$
Радиус взаимодействия, м	$E_{\pi\delta}^{3/4} E_{\pi\tau}^{3/4} \Delta E_{\delta}^{3/2} / \left(E_{\kappa\delta}^{3/2} E_{\kappa\tau}^{1/2} \Delta E_{\tau}^{1/2} \right)$	$3,338795 \cdot 10^{-9}$	$3,4396522 \cdot 10^{-9}$
Время взаимодействия, с	$E_{\pi\delta}^{3/8} E_{\pi\tau}^{7/8} \Delta E_{\delta}^{5/4} / \left(E_{\kappa\delta}^{5/4} E_{\kappa\tau}^{3/4} \Delta E_{\tau}^{1/4} \right)$	$5,7782281 \cdot 10^{-5}$	$5,8648548 \cdot 10^{-5}$
Время взаимодействия, с	$E_{\pi\delta}^{3/8} E_{\pi\tau}^{7/8} \Delta E_{\delta}^{5/4} / \left(E_{\kappa\delta}^{5/4} E_{\kappa\tau}^{3/4} \Delta E_{\tau}^{1/4} \right)$	$5,7782281 \cdot 10^{-5}$	$5,8648548 \cdot 10^{-5}$
Молярный объем, м ³	$E_{\pi\delta}^{5/2} E_{\pi\tau}^{5/2} \Delta E_{\delta}^{17/4} / \left(E_{\kappa\delta}^{3/6} E_{\kappa\tau}^{3/4} \Delta E_{\tau} \right)$	$2,2413663 \cdot 10^{-2}$	$2,3508149 \cdot 10^{-2}$
Давление, Па	$E_{\kappa\delta}^{9/2} E_{\kappa\tau}^{3/2} \Delta E_{\tau}^{3/2} / \left(E_{\pi\delta}^{9/4} E_{\pi\tau}^{9/4} \Delta E_{\delta}^{7/2} \right)$	101325,41	93009,023
Сила взаимодействия, Н	$E_{\kappa\delta}^{3/2} E_{\kappa\tau}^{1/2} \Delta E_{\tau}^{1/2} / \left(E_{\pi\delta}^{3/4} E_{\pi\tau}^{3/4} \Delta E_{\delta}^{1/2} \right)$	$1,1295303 \cdot 10^{-12}$	$1,1004064 \cdot 10^{-12}$
Газовая постоянная	$\Delta E_{\delta}^{1/2} / \left(E_{\pi\delta}^{1/4} E_{\pi\tau}^{1/4} E_{\kappa\delta}^{3/2} E_{\kappa\tau}^{1/2} \Delta E_{\tau}^{1/2} \right)$	$1,2223329 \cdot 10^{-11}$	$1,2550169 \cdot 10^{-11}$

Выводы

В работе осуществлена идентификация свойств и параметров би-вещества на основе впервые полученного соотношения $\alpha^{-1}=4\pi 4e$, которое оценивает величину постоянной тонкой структуры α через безразмерные параметры геометрических форм барионного (4π) и тахионного ($4e$) квантов.

Используя зависимость $\alpha^{-1}=4\pi 4e$, идентифицированы энергии взаимодействующих квантов в гравитационном и электромагнитном взаимодействиях, все основные физические параметры, такие, как массы, давления, температуры, силы взаимодействия и т.п., а также произведена сравнительная оценка численных значений этих параметров, найденных с помощью геометрических и энергетических моделей измерения.

Сопоставление полученных значений показало, что по всем физическим параметрам геометрические модели показывают значения, на 2-3% отличающиеся от величин этих же параметров, полученных с помощью энергетических моделей измерения.

С помощью новых моделей измерения впервые установлено, что на нано расстояниях температура барионного вещества определяется удвоенным произведением параметров геометрических форм барионного (4π) и тахионного ($4e$) квантов би-вещества.

Литература

1. Ксанфомалити Л. Темная Вселенная / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005. – № 5. – С. 58-68.
2. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Формирование энергетических моделей измерения физических параметров / Н.Г. Толмачев. – Х., 2007 – 39 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа <http://www.khal.edu/download/bi-substance.zip>.
3. Толмачев Н.Г. Метод оценки параметров физического вакуума с помощью энергетических моделей измерения / Н.Г. Толмачев // Вісмі Академії інженерних наук України. – 2007. – № 3 (33). – С. 232-237.
4. Veblen O. The Foundation of Differential Geometry England / O. Veblen. – 1932. – 442 с.
5. Горобец Б. Мировые константы π и e в основных законах физики / Б. Горобец // Наука и жизнь. – 2004. – № 2. – С. 66-72.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ФІЗИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ БІ-РЕЧОВИНИ У КОНСТАНТАХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ФОРМ ЙОГО КВАНТІВ

М.Г. Толмачов

На основі гіпотези бі-речовини здійснено ідентифікацію її властивостей і параметрів за допомогою світових констант π і e , що характеризують геометричні форми барионного й тахионного квантів. Процес ідентифікації базується на вперше отриманій залежності постійної тонкої структури α від геометричних форм барионного (4π) і тахионного ($4e$) квантів бі-речовини в такому співвідношенні $\alpha^{-1}=4\pi 4e$. Показано, що такі моделі є ефективним засобом дослідження властивостей речовини. За допомогою (α, π, e) -моделей ідентифіковано енергії взаємодіючих квантів і інші їх фізичні параметри, такі як, маси, тиски, сили взаємодії й т.і. Показано, наприклад, що на нано відстанях температура барионної речовини визначається подвоєним добутком параметрів геометричних форм квантів, тобто $T_0 = 2\alpha^{-1} = 2(4\pi \cdot 4e)$.

Ключові слова: бі-речовина, фізичні параметри, геометричні моделі виміру, світові константи π і e .

IDENTIFICATION OF PHYSICAL PROPERTIES OF B-SUBSTANCE IN CONSTANTS OF GEOMETRICAL SHAPES OF ITS QUANTA

N.G. Tolmachev

On the basis of hypothesis of b-substance, identification of its properties and parameters by world constants π and e is carried out, describing geometrical forms of baryon and tachyon quanta. The process of identification is based on the dependence, obtained for the first time, of constant thin structure α from geometrical forms of baryon (4π) and tachyon ($4e$) quanta of b-substance in such a ratio $\alpha^{-1} = 4\pi 4e$. It is shown, that such models are effective means of research of properties of substance. Energy of interacting quanta and their other physical parameters such as mass, pressure, forces of interaction, etc. were identified by (α, π, e) -models. For example, it is shown that at nano distances the temperature of baryon substances is determined by the double product of parameters of geometrical forms of quanta, i.e. $T_0 = 2\alpha^{-1} = 2(4\pi \cdot 4e)$.

Key words: b-substance, physical parameters, geometrical models of measurement, global constants π and e .

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков.

УДК 621.7.044

С.И. МОЛОДЫХ, В.В. ТРЕТЬЯК, Л.С. МОЛОДЫХ

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

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИМПУЛЬСНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ ФРЕЗЕРОВАННЫХ ПАНЕЛЕЙ ДВОЙНОЙ КРИВИЗНЫ

Исследован и апробирован способ импульсной штамповки оребренных панелей двойной кривизны. Для обеспечения равномерного разгона всех частей панели, исключения опережающего перемещения полотна, усиления зоны сопряжения, повышения устойчивости ребер и улучшения возможностей управления пружинением на панели при фрезеровке ребер выполнялись специальные выступы. Положение выступов относительно нейтральной оси и величина сечения определялись расчетом в зависимости от упругой деформации, характеристик металла и кривизны панели. Проведены эксперименты на масштабной модели панели двойной кривизны с сечениями близкими к реальному. Предложенная технология может быть использована для статических методов нагружения - прессовой штамповки.

Ключевые слова: импульсная штамповка, панели двойной кривизны, ударная волна, фрезерованная заготовка, специальные выступы.

Введение

Фрезерованные панели двойной кривизны занимают значительное место в конструкции летательных аппаратов благодаря своей высокой весовой отдаче, несмотря на низкий КИМ и высокую трудоёмкость. Процесс их изготовления до настоящего времени представляет сложную технологическую задачу. Для больших габаритов эта задача многократно увеличивается. Высокая прочность и жесткость заготовки из высокопрочных алюминиевых сплавов требуют мощного и габаритного прессового оборудования и сложной оснастки.

Этот процесс многостадийный и трудоёмкий, не обеспечивает точности и стабильности размеров, высокого качества ответственных изделий. Упрощенные технологии базируются на последовательном деформировании гибкой посадку поперечных ребер, с дробеструйной обработкой внутренней поверхности межреберных полотен и ручной доработке с поэтапным контролем формы плоскими и объемными шаблонами. Они требуют уникальной квалификации и таких же затрат рабочего времени.

Существующие сегодня импульсные методы обработки материалов потенциально позволяют решить задачу обработки материалов с высокой оцнностью, точностью и малой трудоёмкостью [1].

Первые попытки быстро разрешить проблему применением импульсных технологий столкнулись с новыми сложностями – скачкообразное и неравномерное распределение массы по сечению, недостаточная устойчивость ребер жесткости, относи-

тельно малая прочность межрёберного полотна, большая удельная масса панели и значительное пружинение.

Типичные дефекты панелей с продольно-поперечным оребрением, штампованных взрывом – перештамповка полотен, особенно в центральной части панели, недоштамповка ребер, значительные сдвиговые деформации в зоне сопряжений ребер и полотна, появление микротрещин, гофры на центральных ребрах и уход из плоскости на периферийных ребрах.

На первом этапе нагружения происходит передача энергии от ударной волны взрыва массивной заготовке большой строительной высоты.

Поскольку масса ударной волны незначительная, и в широком диапазоне величин зарядов меняется слабо, КПД передачи энергии крайне мал и измеряется долями процента.

Увеличение заряда повышает динамичность процесса и приводит к откольной перештамповке и разрушению полотен. Следовательно, необходимо изменение характера передачи импульса с волнового на режим метания массы предающей среды. Это возможно с помощью дистанционных, пористых прокладок с малой акустической плотностью.

На втором этапе идет разгон всех частей заготовки до скоростей обратно пропорциональных их массе.

Но, поскольку масса рассматриваемой панели распределена неравномерно по поверхности, скорости и импульсы также скачкообразно распределены по поверхности.

Это приводит к предельным напряжениям и деформированию зоны сопряжения полотна и ребер в процессе штамповки до касания поверхности матрицы.

Если при этом разрыв сплошности не происходит, то оставшаяся кинетическая энергия заготовки расходуется на выравнивание перештамповки полотна за счет локальных сдвиговых деформаций противоположного знака.

Металл в зоне сопряжения полностью исчерпывает ресурс пластичности, который не восстанавливается термообработкой.

Большая площадь полотна приводит к смещению нейтральной оси в направлении полотна, и увеличению высоты ребер и, как следствие, значительным сжимающим напряжениям и потере устойчивости даже при малой кривизне панели. После разгрузки большое пружинение ведет к уменьшению кривизны и точность панели снижается. Из этого следует необходимость решить пять задач: обеспе-

чить равномерный, не волновой, разгон всех частей панели, исключить опережающее перемещение полотна, усилить зоны сопряжения, повысить устойчивость ребер и управлять пружинением.

Авторами статьи после глубокого анализа процесса и поиска технологических приемов предложен, исследован и апробирован способ штамповки оребренных панелей двойной кривизны, позволяющий разрешить перечисленные задачи [2].

Решение задачи

Суть решения состоит в том, что на панели при фрезеровке ребер выполняют специальные выступы, положение, которых относительно нейтральной оси и величина сечения определяются расчетом в зависимости от упругой деформации, характеристик металла и кривизны панели. Принципиальная схема типового фрагмента специального полуфабриката для такого изделия представлена на рис. 1.

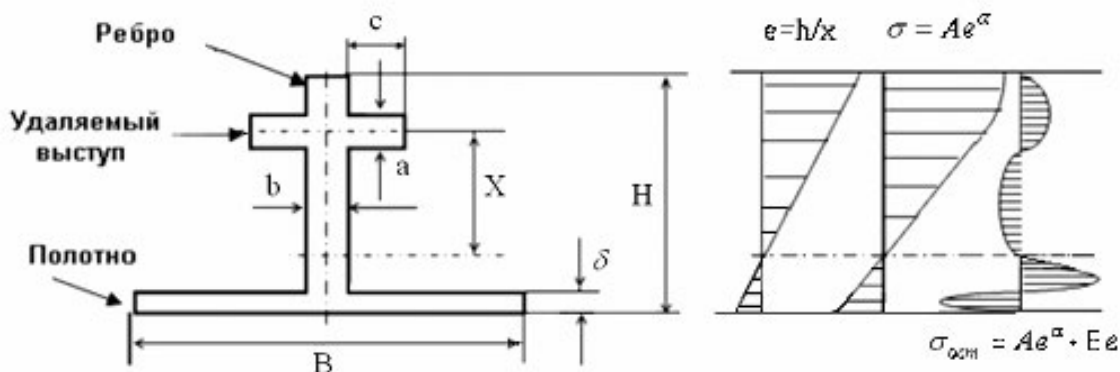


Рис. 1. Принципиальная схема типового фрагмента полуфабриката

Технологический выступ служит для замыкания деформируемого наполнителя, повышения устойчивости ребер и одновременно для упрочнения зоны сопряжения с полотном.

После выплавки наполнителя и удаления выступа, удаляется часть $[F = 2 \cdot c \cdot a]$ напряженного сжатием металла с одной стороны нейтральной оси.

Это приводит к росту кривизны, чем и компенсируется пружинение. Оно становится управляемой величиной.

Для определения необходимой величины выступа воспользуемся теоремой Ильюшина о разгрузке и запишем соотношение кривизны матрицы χ_m и детали $\chi_d = 1/R_d$ после снятия напряжений:

$$\chi_d = \chi_m - \chi_y. \quad (1)$$

где $\chi_y = M_{из}/E \cdot J_\Sigma$ – фиктивная кривизна пружинения, должна быть равна изменению кривизны χ_t при срезании технологического выступа, поскольку срезание технологического выступа эквивалент-

но воздействию изгибающего момента M_T определённого знака:

$$\chi_t = M_T / E \cdot J_d, \quad (2)$$

где J_d – момент инерции сечения детали;

$$M_T = 2 \cdot \sigma_{ост} \cdot a \cdot c \cdot x. \quad (3)$$

Остаточные напряжения отштампованного полуфабриката в зоне выступа после разгрузки, но до удаления выступа

$$\sigma_{ост} = \sigma_m - \sigma_y = A \cdot \chi^\alpha \cdot x^\alpha - E \cdot \chi \cdot x, \quad (4)$$

где A и α – показатели упрочнения при степенном законе. При этом считаем, что момент инерции выступа намного меньше всего сечения и нейтральная ось смещается несущественно. Из условия отсутствия отклонения от теоретического контура получим расстояние выступа от нейтральной оси

$$x = (J_d / J_\Sigma) \cdot a \cdot c. \quad (5)$$

Предполагая материал панели жесткопластическим (что хорошо описывает алюминиевые сплавы), запишем величину изгибающего момента, необхо-

димого для деформирования полуфабриката панели, без наполнителя.

Как показал анализ, наполнитель не оказывает влияния на конечную кривизну панели и в рассмотрении может не участвовать.

$$M_{из} = \int \sigma_x \cdot x \cdot dF = 0.5 \cdot W \cdot \sigma_s + J_{\Sigma} \cdot \Pi / 3 \cdot R, \quad (6)$$

где W – момент сопротивления сечения.

Потребная величина выступа, исходя из аналогичных условий отсутствия отклонений от заданного контура, находится из (5) с учетом (6) по формуле

$$a \cdot c = 0.25 \cdot W \cdot \sigma_s / x \cdot \sigma_{ост} + J_{\Sigma} \cdot \Pi / 6 \cdot R_x \cdot \sigma_{ост} = \\ = k \cdot [W \cdot \sigma_s / 2 + J_{\Sigma} \cdot \Pi / 3R] / 2 \cdot x \cdot \sigma_{ост}, \quad (7)$$

где k – безразмерный коэффициент коррекции, определяемый экспериментально и учитывающий разброс механических характеристик партий металла, неточность аппроксимации физического закона и пр.

Следует заметить, что очень строгим параметром является положение выступа относительно нейтральной оси x .

Как видно из графика распределения остаточных напряжений (рис. 1), необходимо располагать его в зоне максимального сжатия. В случае более низкого положения выступа он может попасть в зону перемены напряжений и эффекта компенсации пружинения не будет.

Для проверки правильности выдвинутой гипотезы, были проведены эксперименты на масштабной модели панели двойной кривизны с сечениями близкими к реальным.

Фрезерованная заготовка с технологически выступаами по контуру ребер заполнялась легкоплавким металлом типа ПОС-80, и деформировалась по безбассейновой схеме нагружения энергией взрыва сферического заряда в воде, в разовой емкости из полиэтиленовой пленки.

При этом непосредственно на заготовку укладывали коврик из микропористой резины для исключения волновой составляющей взрыва.

После деформирования заготовка полностью прилегал к сферической матрице диаметром 700 мм.

Перетяжек сдвига в зоне сопряжения полотна и ребер, а также потери устойчивости формы не наблюдалось.

Это свидетельствует о том, что выступ-припуск надежно связывает наполнитель с панелью и подкрепляет устойчивость ребер.

Кривизну определяли по величине прогиба плоским индикаторным кривизномером с базой 50 мм в двух перпендикулярных плоскостях.

Одна из проекций кривизны изображена на рис. 2.

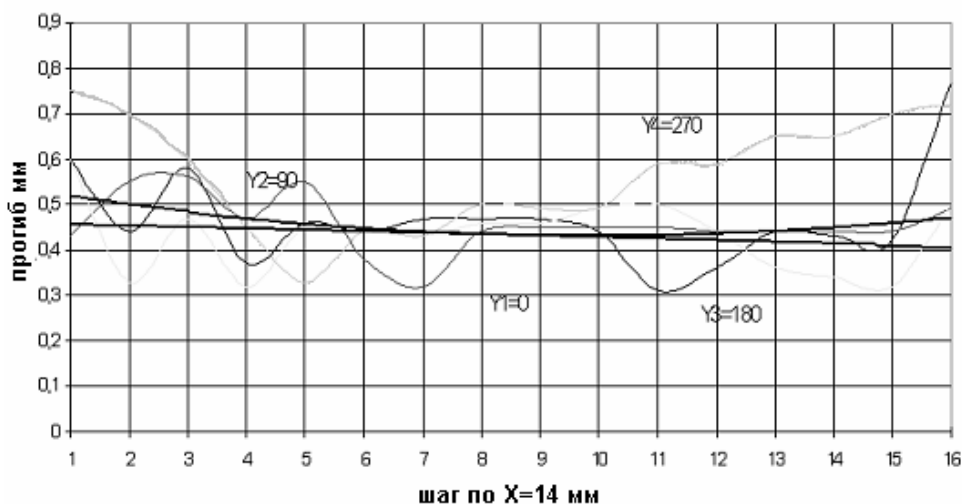


Рис. 2. Характеристики кривизны

Как видно из графика отклонения локализуются в концевых сечениях и углах панели, во многом из-за краевых эффектов разгрузки и неудобства измерений. После удаления, выплавки наполнителя кривизна панели не изменилась, как ранее и предполагалось. На текущем этапе технологические припуски удалили путем прямолинейного фрезерования вдоль плоских ребер.

Кривизна панели возросла на величину пружинения и стала равной кривизне матрицы 1/350 мм

($f = 0,46$; линия тренда). Распределение кривизны выравнивалось при удалении заряда и изменении его вида (линейно-сферический). Краевой эффект снижался, а переход полотна панели к ребру сглаживался. На рис. 3 представлена экспериментальная панель перед удалением припусков. Анализ энергоемкости процессе показал, что она не велика по сравнению с вытяжкой и даже малые и распределенные заряды могут деформировать крупногабаритные панели большой высоты.

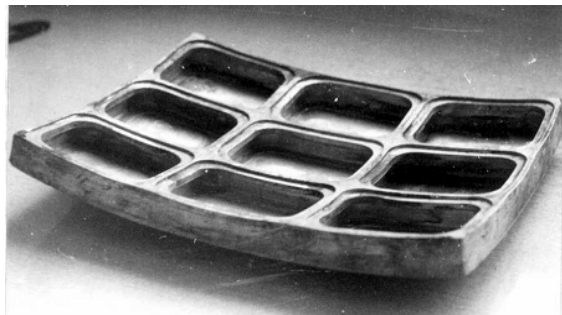


Рис. 3. Отштампованная панель двойной кривизны из материала Д16

Вывод

Таким образом, можно утверждать, что для толщин заготовки более 15 мм, схема «метания» передающей среды с использованием изолирующих

прокладок более эффективна, чем прямая схема, а для исключения откола полотна от наполнителя она не имеет себе равных.

Следует также заметить, что предложенная технология может быть использована и для других, статических методов нагружения-прессовой штамповки.

Литература

1. Пихтовников Р.В. Штамповка листового металла взрывом / Пихтовников Р.В., Завьялова В.И. – М.: Машиностроение, 1964. – 175 с.

2. Розробка безбасейнової технології штампування вибухом оболонок подвійної кривини: звіт по темі № ДЗ / 69-2006, (МИНТ- 15/06); рук. Борисевич В.К.; исп. Молодых С.І., Третьяк В.В., Павиченко В.П. Харьков, 2007. – 135 с., Г.Р. № 0106U006055.

Поступила в редакцию 2.02.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков

ПРОЕКТУВАННЯ І ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ІМПУЛЬСНОГО ДЕФОРМУВАННЯ ФРЕЗЕРОВАНИХ ПАНЕЛЕЙ ПОДВІЙНОЇ КРИВИЗНИ

С.І. Молодих, В.В. Третьяк, Л.С. Молодих

Досліджений і апробований спосіб імпульсного штампування панелей подвійної кривизни. Для забезпечення рівномірного розгону всіх частин панелі, виключення випереджаючого переміщення полотна, посилення зони сполучення, підвищення стійкості ребер і поліпшення можливостей управління пружиння на панелі при фрезеруванні ребер виконувалися спеціальні виступи. Положення виступів щодо нейтральної осі і величина перетину визначалися розрахунком залежно від пружної деформації, характеристик металу і кривизни панелі. Проведені експерименти на масштабній моделі панелі подвійної кривизни з перетинами близькими до реальних. Запропонована технологія може бути використаний для статичних методів навантаження – пресового штампування.

Ключові слова: імпульсне штампування, панелі подвійної кривизни, ударна хвиля, фрезерована заготовка, спеціальні виступи.

PROBLEMS OF MULTIFACTOR DESIGN OF IMPULSIVE PROCESSES AT MAKING OF SHELLS DOUBLE CURVATURE

S.I. Molodiy, V.V. Tretyak, L.S. Molodiy

It is explored and approved method of the impulsive stamping of panels of double curvature. For providing of even acceleration of all parts of panel, exceptions of the anticipatory staging of linen, strengthening of area of interface, the rises of stability of ribs and improvement of possibilities of management on a panel at milling of ribs were executed the special ledges. Position of ledges in relation to a neutral axis and size of section were determined by computation depending on resilient deformation, descriptions of metal and curvature of panel. The experiments on the scale model of panel of double curvature with the sections near to the real are conducted. The offered technology can be used for the static methods of loading – press stamping.

Key words: impulsive stamping, panels of double curvature, shock wave, milled purveyance, special ledges.

Молодых Сергей Иванович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник МИНТ Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_xai@rambler.ru.

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

Молодых Людмила Сергеевна – аспирант кафедры программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lmint_xai@rambler.ru.

УДК 629.7.035

Г.Г. КУЛИКОВ¹, П.С. КОТЕНКО¹, В.С. ФАТИКОВ¹, В.П. ИЩУК²¹Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия²Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОТРЕБНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТА С ТВВД

На примере среднего транспортного самолета проведен комплексный анализ проблем, связанных с режимами короткого взлета и посадки (КВП) этого класса самолетов. Рассмотрена логика автоматического управления тягой ТВВД на этапах снижения, выравнивания и пробега с включением реверса тяги винтовентиляторов. Для повышения эффективности торможения на пробеге с включением реверса тяги винтовентиляторов предложено дополнительное совместное использование антиюзовой автоматики тормозных колес, а также информации о продольной и боковой перегрузке самолета. Сформулированы требования и классифицированы задачи комплексного исследования эффективности характеристик ТВВД в составе силовой установки самолета на всех этапах технологического маршрута испытаний: полунатурный стенд; двигательный стенд; самолет.

Ключевые слова: короткий взлет и посадка, реверс тяги, системный анализ, интегрированное управление, турбовинтовентиляторный двигатель.

Введение и постановка задачи

В мировой авиационной практике интерес к самолетам короткого взлета-посадки (КВП) все время усиливается. Способность самолетов садиться на короткие полосы (400 – 600 м) особенно важна для самолетов транспортных, МЧС, местных воздушных линий, сельскохозяйственной авиации, а также для всех других типов в случаях поврежденных взлетно-посадочных полос, необходимости увеличения времени принятия решения о прерывании взлета и др.

На основе анализа опыта разработки и эксплуатации самолетов АНТК им. О.К.Антонова (Украина) АН-70, АН-72, АН-74, АН-32, АН-38, АН-3, а также иностранных С-130, С-130J, YC-14 с турбовинтовыми двигателями [1, 2, 3] можно определить следующие основные требования для обеспечения посадки на короткие полосы:

- наличие автономных бортовых средств точного наведения в точку касания;
- обеспечение высокого уровня аэродинамического качества, в большой степени за счет рационального размещения двигателей, позволяющего наиболее эффективно использовать обдув крыла струей воздуха, отбрасываемой винтами;
- реализация прямого управления тягой силовой установки на участках выравнивания, выдерживания и касания;
- обеспечение эффективного режима торможения за счет реверсирования тяги с активным управлением на участках выравнивания, касания и пробега с выполнением требований безопасности;

– наличие автоматической системы, обеспечивающей возможность оптимального сочетания действия тормозов колес и реверса тяги.

Проблема реализации данных требований во многом определяется методологией решения комплекса проблем, связанных с самолетом, бортовым навигационным оборудованием, силовой установкой, системами управления тягой, торможения колес и др. для обеспечения посадки на короткие полосы:

Авторами предложен подход, основанный на системном анализе процесса КВП и организации интегрированного управления самолетом и силовой установкой [4], обеспечивающей необходимые условия для согласованного взаимодействия систем автоматического управления тягой силовой установки, точного наведения в точку касания, предупреждения критических режимов, реверса тяги и торможения колес. Данный подход предусматривает постановку и решение следующих основных задач:

1. Разработка системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолётом и его силовой установкой при КВП, включающей: адаптивную коррекцию программы управления СУ по значениям параметров продольной и боковой перегрузки самолёта; формирование сигнала «Разрешение реверса» при посадке самолета; включение и управление реверсом тяги; согласование управления реверсом и колёсными тормозами с учетом антиюзовой автоматики.

2. Разработка алгоритма адаптивной коррекции программы управления силовой установкой за счет дополнительного использования информации о

продольной перегрузке самолёта, с целью повышения точности выдерживания траектории движения самолета при посадке.

3. Разработка динамической характеристики (ДХ) в графо-аналитическом виде, описывающей статические и динамические параметры винтовентилятора (ВВ) в составе ТВВД на режимах реверса.

4. Разработка метода синтеза интегрированной в САУ СУ подсистемы управления ТВВД на режимах реверса, включающего: определение области замкнутого управления ВВ с учётом ограничений; определение условий переключения с временной программы разгона на регуляторы замкнутого управления реверсом; коррекцию программы управления газогенератором.

5. Разработка методики расчетно-экспериментальных исследований подсистемы управления ТВВД на режимах реверса, включающей: графо-аналитическое исследование эффективности статических и динамических характеристик ТВВД с помощью ДХ ВВ; расчетно-экспериментальное исследование на полунатурном стенде; исследование характеристик на двигателном стенде; исследование на самолёте; сравнительный анализ экспериментальных результатов.

Для системного анализа посадки самолета Ан-70 на короткие площадки авторы использовали предложенную в работе [5] последовательность моделей самолета, двигателей, их систем управления и правила их комплексирования для проведения математических, полунатурных и натурных исследований.

1. Системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолётом и его силовой установкой для КВП

Системы логических правил и дополнительных условий интегрированного управления самолётом и его силовой установкой при КВП определяются на основе системного анализа функциональной схемы

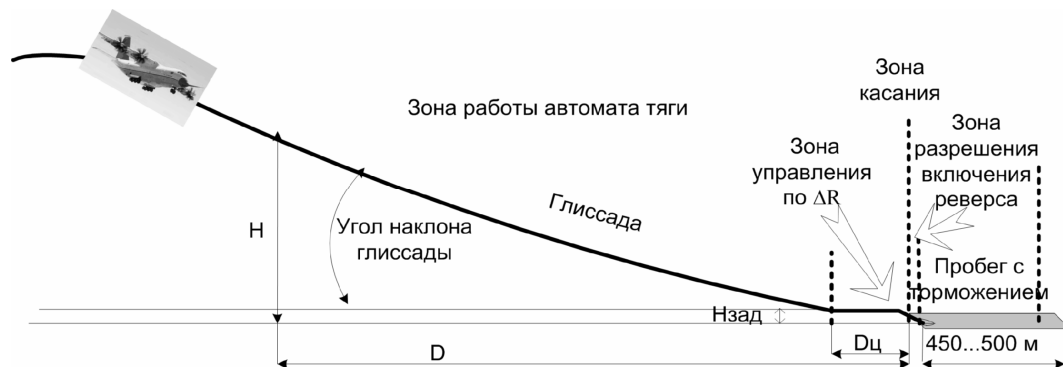


Рис. 1. Схема захода на посадку с зонами переключения законов управления тягой силовой установки

На четвертом участке реализуется управление реверсом тяги и комплексная система торможения колесными тормозами и тягой двигателей [4]. При этом торможение реверсной тягой обычно произво-

дится от значений скорости включения реверса $V = 180 \dots 160$ км/ч до скорости его выключения $V = \sim 90 \dots 60$ км/ч и начала торможения колесными тормозами. Если посадка осуществляется на мокрую

комплексной системы управления силовой установкой и системы управления самолетом. Они включают коррекцию программы управления силовой установкой по значениям параметров продольной и боковой перегрузок самолёта; формирование сигнала «Разрешение реверса» при посадке самолета; включение и управление реверсом тяги; согласование управления реверсом и колёсными тормозами с учетом антиюзовой автоматики [1]. Для самолета КВП можно выделить четыре зоны с различными способами управления тягой двигателей (рис. 1).

На первом участке производится традиционное управление двигателями с помощью традиционного автомата тяги, поддерживающего рекомендуемую и заданную пилотом скоростью снижения [1].

На втором участке в зоне выравнивания, вплоть до касания, закон управления тягой двигателей переключается на поддержание указанной скорости выдчей в систему автоматического управления силовой установкой **приращения к текущей суммарной тяге** ΔR двигателей, вычисляемой в самолете Ан-70 по формуле:

$$\Delta R = K_V \cdot \Delta V + K_{n_x} \cdot \Delta n_x + K_V \frac{T_{Vp}}{T_{Vp+1}} \cdot \Delta V, \quad (1)$$

где ΔV – отклонение приборной скорости от $V_{\min}$ км/ч; K_V , T_V – коэффициент передачи и постоянная времени по скорости.

Приращение по тяге в режиме штурвального управления вычисляется в вычислительной системе управления полетом и тягой (ВСУПТ, см. рис. 2) и передается в САУ силовой установки.

На третьем участке в зоне касания формируется сигнал «Разрешение реверса тяги» по обычной логике проверки выполнения заданных значений: положения самолета относительно посадочной полосы, скорости, высоты, положений закрылков, шасси, рычага управления двигателем, частот вращения и положения лопастей винтовентиляторов.

дится от значений скорости включения реверса $V = 180 \dots 160$ км/ч до скорости его выключения $V = \sim 90 \dots 60$ км/ч и начала торможения колесными тормозами. Если посадка осуществляется на мокрую

или заснеженную полосу, то при торможении может возникать скольжение самолета в боковой плоскости, так называемое глиссирование, при котором возникает боковая перегрузка. Простым способом борьбы с этим явлением является растормаживание колес до уровня, когда боковая перегрузка обнулится.

Закон торможения колесными тормозами с учетом работы антиюзовой автоматики может быть представлен в следующем виде [4]:

$$f_{\text{торм}} = k_{\text{торм}} \cdot P_{\text{торм}}; \quad (2)$$

$$P_{\text{торм}} = (K_{\text{кт}} / (T_{\text{кт}} p + 1)) (\delta_{\text{торм}} - K_{\text{пз}} p_z),$$

при $V \leq 50 \dots 90 \text{ км/ч}$, где $K_{\text{пз}}$ – передаточный коэффициент, приводящий боковую перегрузку к усилию растормаживания; $\delta_{\text{торм}}$ – перемещение органа управления торможением; $K_{\text{кт}}$ – передаточный коэффициент в канале торможения и колесными тормозами; $T_{\text{кт}}$ – постоянная времени в канале торможения колесными тормозами; $P_{\text{торм}}$ – сила торможения.

Блок схема комплексирования бортовых систем для самолета АН-70 [3] при посадке в режиме КВП показана на рис. 2.

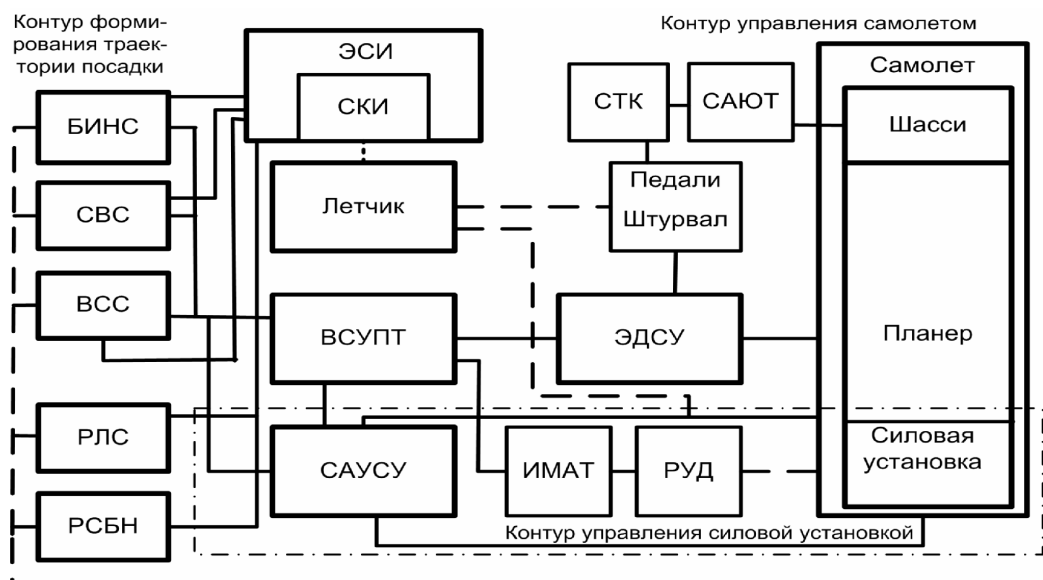


Рис. 2. Блок-схема комплексирования бортовых систем при посадке с реверсом тяги
 БИНС – безплатформенная инерциальная система; СВС – система воздушных сигналов; ВСС – вычислительная система самолетовождения; РЛС – радиолокационная станция; РСБН – то же ближнего наведения; ЭСИ – электронная система индикации; ИМАТ – исполнительный механизм автомата тяги; ВСУПТ – вычислительная система управления полетом и тягой двигателей; САУСУ – система управления силовой установкой; РУД – рычаги управления двигателем; СТК – система торможения колес; САЮТ – система антиюзовой автоматики

Автономный построитель глиссады, реализованный в ВСС или во ВСУПТ или в виде автономного микропроцессорного устройства, в интерактивном режиме вычисляет угол наклона траектории снижения Θ по формуле:

$$\Theta_{\text{зад}} = \arcsin((H - H_3) / (D_{\text{ц}} - D_3)), \quad (3)$$

где H – текущая высота полета, измеренная СВС или радиовысотометром; H_3 – заданная высота снижения до зоны выравнивания; $D_{\text{ц}}$ – дальность до торца ВПП; D_3 – заданная дальность (от торца ВПП до начала зоны выравнивания).

2. Адаптивная коррекция программы управления тягой

Для сокращения длины пробега кроме обеспечения попадания в точку приземления, т.е. в торец

ВПП, необходимо выдерживание минимально возможной для самолета скорости приземления. Такой скоростью является минимальная скорость установившегося полета в посадочной конфигурации. Для поддержания этой скорости, постоянной в зонах выравнивания и выдерживания вплоть до касания, используется алгоритм формирования приращения задатчика РУД и приращения тяги для передачи его в САУ силовой установки. Алгоритм решает задачу определения требуемого значения приращения тяги при достижении и последующей стабилизации минимальной приборной скорости приземления, задаваемой летчиком в режиме штурвального управления при КВП. Заданное приращение тяги поступает в САУ двигателей для автоматического поддержания скорости посадки в зоне выравнивания и до касания неизменной в режиме КВП без отклонения РУД. При этом рассогласование ΔR в формуле (1)

между значением тяги, определяемом положением РУД и фактически заданным двигателю, определяется из условия качества поддержания минимальной скорости на этапе выдерживания. С целью повышения точности выдерживания скорости в алгоритме управления тягой используется информация о продольной перегрузке самолёта.

3. Метод графоаналитического анализа и синтеза программ регулирования ТВВД с соосным ВВ на режимах КВП

Исследование статических и динамических характеристик, выделение областей устойчивого и неустойчивого состояния соосного двухрядного винтовентилятора (ВВ) противоположного вращения в составе ТВВД как объекта регулирования на режимах КВП, определение ограничений на его параметры в рамках данного подхода предложено проводить с помощью динамической характеристики (ДХ) [2], которая в графо-аналитическом виде описывает статические и динамические параметры соосного ВВ на режимах КВП с включением реверса тяги в координатах: частота вращения ВВ (выходная координата) – угол установки лопасти (управляющее воздействие). Метод графоаналитического анализа и синтеза программ регулирования соосного ВВ на режимах реверса тяги с учетом основных динамических факторов и ограничений регулирования заключается в анализе нанесенных на ДХ для заданных условий полета положения желаемых линий регулирования относительно ограничений по частотам вращения и значения потребной отрицательной тяги. В результате можно рассчитать соответствующие переходные процессы, а также потребную скорость перевода лопастей в реверсное положение до вступления в работу регуляторов n_1 , n_2 . Необходимые значения программы (уставок) системы замкнутого регулирования реверса ВВ для обеспечения максимальных значений реверсной тяги по скорости на пробеге определяются по среднему значению суммарной реверсной тяги $P_{ср.рев.}$, создаваемой соосным ВВ на интервале скорости от значения V_0 в момент включения реверса до достижения скорости начала эффективного использования тормозов $V_{торм}$ [1]:

$$P_{ср.рев.} = \int_{v=V_0}^{V_{торм}} P_{рев.} \cdot dv / (V_0 - V_{торм}) \Rightarrow \max. \quad (4)$$

При этом максимум $P_{ср.рев.}$ будет при максимальных реверсных углах лопастей (на механических упорах) и максимально допустимых значениях частот вращения [1].

Анализ САУ управления соосным ВВ показывает, что реализация программы управления процессами перехода с режима прямой тяги на реверс и обратно

может быть выполнена в гидромеханическом регуляторе сервопривода лопастей, исходя из условия:

$$\int_{t_{вкл.рев.}}^{t_{выкл.рев.}} [R_{зад} - R(t)]^2 dt \Rightarrow \min. \quad (5)$$

При этом возникает задача согласования характеристик программы перевода лопастей в реверсное положение и регуляторов частот вращения ВВ. Существует 2 реализуемых подхода для решения данной проблемы:

- через логический селектор, который по времени или внутрисистемному параметру (по значению отрицательной тяги) переключит на программу стабилизации частот вращения;
- синтезировать оптимальный регулятор перевода лопастей в реверсное положение и частот вращения по внутриводвигательным параметрам на основе модели ТВВД и модели существующих ограничений для программ управления с перекрестными связями.

В рамках указанного подхода для обеспечения потребных характеристик короткого взлета и посадки самолета с ТВВД предусматриваются следующие этапы расчетно-экспериментальных исследований:

- Математическое моделирование с помощью динамической характеристики с адекватностью и точностью по основным параметрам $\pm 5\%$ от текущих значений параметров.
- Исследование системы на полунатурном стенде с натурной электронной частью системы. На данном этапе проверяется логика работы системы и уточняются ее параметры.
- Отработка системы на винтомоторном стенде с реальным ТВВД, где в условиях $H=0$; $M=0$ проверяются и уточняются характеристики системы управления.
- Окончательным этапом исследований характеристик силовой установки на режимах посадки, торможения и пробега с включением реверса являются испытания на самолете.

Выводы

Таким образом, предложенный подход позволяет:

1. Провести декомпозицию процесса посадки самолета с КВП на четыре этапа с различными способами управления тягой: снижение по глиссаде; выравнивание и выдерживание минимальной посадочной скорости; разрешения и включения реверса и касания; пробега с торможением реверсом и колесными тормозами.
2. Сформировать логику комплексного управления самолетом и его силовой установки на указанных этапах КВП.

3. Использовать для анализа и синтеза САУ последовательность моделей: графоаналитическую – процесса посадки самолета на КВП; нелинейную динамическую модель ТВВД; комплексирования бортовых систем и системы управления силовой установкой; а также логические правила систем управления силовой установкой и самолетом в виде последовательности условий во времени и распределенной схемы.

Литература

1. Ищук В.П. Регулирование отрицательной тяги силовой установки транспортного самолета / В.П. Ищук // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2006. – № 7(33). – С. 45-57.
2. Lecroy R.S. Future Air Force tactic air lifter considerations / R.S. Lecroy, P.M. Ryle // *A/A* – 1984. – № 2504.

3. Котенко П.С. Электронный борт самолета АН-70: концепции и перспективы / П.С. Котенко // *Мир Авионики*. – НАА, 1998. – №2. – С. 47-52.

4. Куликов Г.Г. Системный анализ и организация интегрированного управления самолетом с турбовинтовентиляторными двигателями при посадке на короткие площадки / Г.Г. Куликов, П.С. Котенко, В.С. Фатиков, В.П. Ищук // *Вестник УГАТУ*. – Уфа, 2008, – Т. № 1. – С. 45-50.

5. Динамические модели авиационных газотурбинных двигателей для создания и эксплуатации систем управления / Г.Г. Куликов // *Вестник УГАТУ*. – Уфа, 2000. – №2. – С. 157-165.

6. Куликов Г.Г. Динамическая характеристика соосного винтовентилятора на режимах реверса тяги для решения задач автоматического управления и контроля состояния / Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, О.Д. Лянцев, В.С. Фатиков, В.И. Хилько, В.П. Ищук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 6 (41). – С. 106-110.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОТРІБНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОРОТКОГО ЗЛІТУ І ПОСАДКИ ЛІТАКА З ТГВД

Г.Г. Куликов, П.С. Котенко, В.С. Фатиков, В.П. Ищук

На прикладі середнього транспортного літака проведений комплексний аналіз проблем, зв'язаних режимами короткого зльоту і посадки (КЗП) цього класу літаків. Розглянута логіка автоматичного управління тягою ТВВД на етапах зниження, вирівнювання і пробігу з включенням реверсу тяги гвинтовентиляторів. Для підвищення ефективності гальмування на пробігу з включенням реверсу тяги гвинтовентиляторів запропоновано додатково сумісне використання антиюзової автоматики гальмівних коліс, а також інформації про подовжнє і бічне перевантаження літака. Сформульовані вимоги і класифіковані завдання комплексного дослідження ефективності характеристик ТГВД у складі сигової установки літака на всіх етапах технологічного маршруту випробувань: напівнатурний стенд; руховий стенд; літак.

Ключові слова: короткий зліт і посадка, реверс тяги, системний аналіз, інтегроване управління, турбогвинтовентиляторний двигун.

PROVIDING OF REQUIRED CHARACTERISTICS OF SHORT TAKE OFF AND LANDING OF AIRCRAFT WITH TURBOPROPFAN

G.G. Kulikov, P.S. Kotenko, V.S. Fatikov, V.P. Ishchuk

The complex analysis of the problems connected with short take off and landing of the middle transport aircraft is discussed. The logic of automatic control by turbopropfan thrust at stages of landing, balancing and run with switching to reversed thrust of propfans is considered. For the efficiency growth of run braking with switching to thrust reversed of propfan, the joint use of anti-skidding automatics of brake wheels, and also the information on a longitudinal and lateral overload of the plane is suggested in addition. Requirements are formulated and the problems of complex research of efficiency of turbopropfan characteristics within the power-plant of the aircraft at all stages of a technological route of tests are classified: hardware-in-the-loop simulation, engine test-bed; aircraft.

Key words: short take off and landing, reversed thrust, system analysis, integrated control, turbopropfan.

Куликов Геннадий Григорьевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой АСУ, ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, e-mail: kulikov@asu.ugatu.ac.ru.

Котенко Павел Степанович – канд. техн. наук, доцент, ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, e-mail: PSKotenko@mail.ru.

Фатиков Виктор Сергеевич – канд. техн. наук, доцент, ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, e-mail: fatikov2004@mail.ru.

Ищук Виктор Петрович – АНТК им. О.К. Антонова, заместитель главного конструктора, e-mail: novikov@antonov.com.

УДК 629.5.064.3

А.В. МАЛАХОВ, И.В. ТКАЧЕНКО*Одесский национальный морской университет, Украина***ГИДРОДИНАМИКА РАЗДЕЛЕНИЯ МНОГОФАЗНЫХ СМЕСЕЙ
НА ОСНОВЕ ВОДЫ**

Очистка судовых льяльных вод является наиболее глобальной проблемой судоходства. Для решения этой проблемы с каждым годом появляются новые методы очистки. Рассмотрены: основные компоненты, входящие в судовые льяльные воды, факторы процесса разделения льяльных вод в статическом режиме, основные физические факторы. Проведен математический анализ главных компонентов судовых льяльных вод. Показан процесс создания суперкаверны в кавитаторе и испарения воды при движении судовых льяльных вод через кавитатор.

Ключевые слова: судовые льяльные воды, кавитация, гидродинамика потока, математический анализ.

В настоящее время судовые льяльные воды являются наиболее многотоннажным отходом судоходства. Выброс плохо очищенных льяльных вод за борт, море, может привести к загрязнению экологии моря и потере ценных морских компонентов. Сепарация таких вод, в состав которых в основном входят продукты нефтехимии, является одной из самых актуальных.

В состав судовых льяльных вод входят смесь большого набора различных жидкостей, включающих в себя по своему составу различные химические элементы, а также органические и неорганические добавки, которые могут обладать токсичными свойствами. Составляющими судовых льяльных вод являются нефть и ее тяжелые продукты. В общем случае данные компоненты представляют собой раствор высокомолекулярных соединений в низкомолекулярных. В смеси с водой они представляют собой обычную дисперсную систему. Отметим, что при проведении анализа нефтяных составных компонентов судовых льяльных вод они могут существенно отличаться по своим основным физическим свойствам. При этом все примеси, которые содержатся в судовых льяльных водах, можно разделить на четыре группы:

1 группа – все взвеси в виде тонкодисперсных суспензий и эмульсий;

2 группа – коллоиды и высокомолекулярные соединения;

3 группа – газы, а также растворенные в воде органические вещества;

4 группа состоит из солей, кислот и оснований.

В процессе разделения судовых льяльных вод в статическом режиме на составляющие оказывает влияние много факторов – размеры частиц, их механизм взаимодействия между собой, концентрация, физико-химические свойства внешней и рассматри-

ваемой сред и т.д. В такой дисперсной системе как судовые льяльные воды диссипация энергии, которая вызывается сопротивлением сил вязкостного происхождения, обычно расходуется по следующим трем направлениям:

– вязкость, которая проявляется в дисперсной среде;

– взаимодействие движущейся дисперсионной среды с взвешенными частицами;

– структурные изменения, которые вызываются взаимодействием частиц дисперсной фазы.

При рассмотрении основных физических факторов, к ним можно отнести плотность каждой компоненты, а также ее давление и температуру. В случае изотермического процесса (подразумевается любое, но неизменное значение температуры льяльных вод) изменение давления в потоке по высоте описывается известным интегралом

$$dP = \rho(Xdx + Ydy + Zdz). \quad (1)$$

Из соотношения (1) видно, что чем выше плотность льяльных вод, тем медленнее происходит седиментация, а при больших значениях плотности расслоение может стать практически невозможным. При этом плотность судовых льяльных вод будет определяться как

$$\rho_{л.в.} = \sum_{i=1}^n \rho_{Ti} \cdot m_{Ti} + \rho_B m_B, \quad (2)$$

где ρ_B и ρ_{Ti} – соответственно плотность воды и i -й топливной компоненты судовых льяльных вод; m_B и m_{Ti} – соответственно массовая доля воды и i -й топливной компоненты в общем объеме судовых льяльных вод.

Проведенный анализ главных компонентов судовых льяльных вод, их основных реологических

свойств, а также методов и устройств, применяемых для их хранения, транспортировки и переработки, показал необходимость разработки принципиально новой технологии по их отделению от основной водной компоненты. При этом необходимо отметить, что введение в технологический процесс отделения воды от нефтесодержащих остатков дополнительных механических узлов сепарации потока будет приводить только к усложнению уже используемых технологических схем. В этом случае целесообразно использовать принципиально новое техническое решение рассматриваемой проблемы. Одним из вариантов подобного подхода может являться использование и управление основными гидромеханическими характеристиками движущейся среды. В данном случае предусматривается использование эффекта холодного кипения жидкости за счет использования гидромеханического процесса суперкавитации внутри специально спрофилированной рабочей камеры, являющейся неотъемлемой частью судовой системы сепарации. При таком техническом решении характер поведения перерабатываемого потока судовых льяльных вод будет всегда напрямую определяться исключительно условиями его движения внутри кавитационной камеры.

Применительно к судовым льяльным водам для двух компонент – ньютоновской и неньютоновской соответствующие реологические законы для трехмерного движения могут быть записаны в следующем виде:

– водная компонента:

$$\tau_{xx} = -p + 2\mu \frac{dV_x}{dx} + \frac{2}{3}\mu \operatorname{div} \vec{V}, \quad (3)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{dV_x}{dy} + \frac{dV_y}{dx} \right), \quad (4)$$

$$\tau_{yy} = -p + 2\mu \frac{dV_y}{dy} + \frac{2}{3}\mu \operatorname{div} \vec{V}, \quad (5)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{dV_x}{dz} + \frac{dV_z}{dx} \right), \quad (6)$$

$$\tau_{zz} = -p + 2\mu \frac{dV_z}{dz} + \frac{2}{3}\mu \operatorname{div} \vec{V}, \quad (7)$$

$$\tau_{zy} = \tau_{yz} = \mu \left(\frac{dV_z}{dy} + \frac{dV_y}{dz} \right), \quad (8)$$

где p – гидродинамическое давление;

– высокопластичная (нефтесодержащая) компонента:

$$\tau_{xx} = -p + 2 \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \frac{dV_x}{dx} - \frac{2}{3} \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \operatorname{div} \vec{V}, \quad (9)$$

$$\tau_{yy} = -p + 2 \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \frac{dV_y}{dy} - \frac{2}{3} \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \operatorname{div} \vec{V}, \quad (10)$$

$$\tau_{zz} = -p + 2 \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \frac{dV_z}{dz} - \frac{2}{3} \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \operatorname{div} \vec{V}, \quad (11)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \left(\frac{dV_x}{dy} + \frac{dV_y}{dx} \right), \quad (12)$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \left(\frac{dV_z}{dx} + \frac{dV_x}{dz} \right), \quad (13)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \left(\mu + \frac{\tau_0}{H} \right) \left(\frac{dV_z}{dy} + \frac{dV_y}{dz} \right), \quad (14)$$

где τ_0 – предел текучести; H определяется как

$$H = \left[\left(\frac{dV_x}{dy} + \frac{dV_y}{dx} \right)^2 + \left(\frac{dV_x}{dz} + \frac{dV_z}{dx} \right)^2 + \left(\frac{dV_y}{dz} + \frac{dV_z}{dy} \right)^2 + 2 \left(\frac{dV_x}{dx} \right)^2 + 2 \left(\frac{dV_y}{dy} \right)^2 + 2 \left(\frac{dV_z}{dz} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (15)$$

Более полным является подход, основывающийся на представлении многокомпонентной смеси льяльных вод как жидкости Рейнера, т.е. жидкости, у которой продольная вязкость определяется на основании степенного реологического закона. В данном случае уравнения ее состояния имеют вид:

$$\tau_{xx} = -p + 2KH_1^{\frac{n-1}{2}} \frac{dV_x}{dx} + 4\eta \sum_{i=x,y,z} \frac{dV_i}{dx} \frac{dV_x}{di}, \quad (16)$$

$$\tau_{yy} = -p + 2KH_1^{\frac{n-1}{2}} \frac{dV_y}{dy} + 4\eta \sum_{i=x,y,z} \frac{dV_i}{dy} \frac{dV_y}{di}, \quad (17)$$

$$\tau_{zz} = -p + 2KH_1^{\frac{n-1}{2}} \frac{dV_z}{dz} + 4\eta \sum_{i=x,y,z} \frac{dV_i}{dz} \frac{dV_z}{di}, \quad (18)$$

$$\tau_{xy} = KH_2^{\frac{n-1}{2}} \left(\frac{dV_x}{dy} + \frac{dV_y}{dx} \right) + 4\eta \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{dV_x}{di} + \frac{dV_i}{dx} \right) \left(\frac{dV_y}{di} + \frac{dV_i}{dy} \right), \quad (19)$$

$$\tau_{xz} = KH_2^{\frac{n-1}{2}} \left(\frac{dV_x}{dz} + \frac{dV_z}{dx} \right) + 4\eta \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{dV_x}{di} + \frac{dV_i}{dx} \right) \left(\frac{dV_z}{di} + \frac{dV_i}{dz} \right), \quad (20)$$

$$\tau_{yz} = KH_2^{\frac{n-1}{2}} \left(\frac{dV_y}{dz} + \frac{dV_z}{dy} \right) + 4\eta \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{dV_y}{di} + \frac{dV_i}{dy} \right) \left(\frac{dV_z}{di} + \frac{dV_i}{dz} \right), \quad (21)$$

где K – консистентная постоянная; n – индекс течения ($n < 1$ – псевдопластичная жидкость, $n > 1$ – дилатантная жидкость, $n = 1$ – ньютоновская жидкость), η – поперечная вязкость.

Базируясь на исходных уравнениях движения в форме Коши, возможно записать систему дифференциальных уравнений, которые будут соответствовать определенному реологическому закону, на-

пример, Рейнера. Для случая нелинейно-вязких жидкостей, к которым можно отнести и судовые льяльные воды, такая система может быть описана уравнениями:

$$\rho \frac{dV_x}{dt} = -\frac{dp}{dx} + \rho a_x + K \left[J^{\frac{n-1}{2}} \nabla^2 V_x + 2 \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial x} \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial y} \left(\frac{\partial V_x}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial x} \right) + \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial z} \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) \right] +$$

$$+ 4\eta \left[\frac{\partial}{\partial x} \sum_{i=x,y,z} \frac{\partial V_x}{\partial i} \frac{\partial V_i}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial V_x}{\partial i} + \frac{\partial V_i}{\partial x} \right) \times \left(\frac{\partial V_i}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial i} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial V_x}{\partial i} + \frac{\partial V_i}{\partial x} \right) \times \left(\frac{\partial V_i}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial i} \right) \right];$$

$$\rho \frac{dV_y}{dt} = -\frac{dp}{dy} + \rho a_y + K \left[J^{\frac{n-1}{2}} \nabla^2 V_y + 2 \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial y} \frac{\partial V_y}{\partial y} + 2 \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial x} \left(\frac{\partial V_x}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial x} \right) + \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial z} \left(\frac{\partial V_y}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial y} \right) \right] +$$

$$+ 4\eta \left[\frac{\partial}{\partial y} \sum_{i=x,y,z} \frac{\partial V_y}{\partial i} \frac{\partial V_i}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial V_x}{\partial i} + \frac{\partial V_i}{\partial x} \right) \times \left(\frac{\partial V_i}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial i} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial V_y}{\partial i} + \frac{\partial V_i}{\partial y} \right) \times \left(\frac{\partial V_i}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial i} \right) \right];$$

$$\rho \frac{dV_z}{dt} = -\frac{dp}{dz} + \rho a_z + K \left[J^{\frac{n-1}{2}} \nabla^2 V_z + 2 \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial z} \frac{\partial V_z}{\partial z} + \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial y} \left(\frac{\partial V_y}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial y} \right) + \frac{\partial \left(J^{\frac{n-1}{2}} \right)}{\partial x} \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) \right] +$$

$$+ 4\eta \left[\frac{\partial}{\partial z} \sum_{i=x,y,z} \frac{\partial V_z}{\partial i} \frac{\partial V_i}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial y} \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial V_z}{\partial i} + \frac{\partial V_i}{\partial z} \right) \times \left(\frac{\partial V_i}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial i} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \sum_{i=x,y,z} \left(\frac{\partial V_x}{\partial i} + \frac{\partial V_i}{\partial x} \right) \times \left(\frac{\partial V_i}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial i} \right) \right];$$

в выражениях (22) – (24) параметр J записывается как

$$J^2 = 2 \left[\left(\frac{\partial V_x}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_y}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_z}{\partial z} \right)^2 \right] +$$

$$+ \left[\frac{\partial V_x}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial x} \right]^2 + \left[\frac{\partial V_y}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial y} \right]^2 + \left[\frac{\partial V_x}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial x} \right]^2. \quad (25)$$

Если использовать модель судовых льяльных вод как многофазную смесь высокопластичных вязких жидкостей, то в этом случае для ее моделирования в численных экспериментах можно использовать приведенные ниже уравнения (26) – (28):

$$\frac{\partial V_x}{\partial t} = a_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \left(\mu + \frac{\tau}{H} \right) \times$$

$$\times \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2} + \frac{1}{3} \frac{\partial \Omega}{\partial x} \right) - \frac{\tau}{\rho H^2} \times$$

$$\times \left[2 \frac{\partial H}{\partial x} \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial H}{\partial y} \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} + \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) + \frac{\partial H}{\partial z} \left(\frac{\partial V_z}{\partial x} + \frac{\partial V_x}{\partial z} \right) - \frac{2}{3} \Omega \frac{\partial H}{\partial x} \right], \quad (26)$$

$$\frac{\partial V_y}{\partial t} = a_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{\rho} \left(\mu + \frac{\tau}{H} \right) \times$$

$$\times \left(\frac{\partial^2 V_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial z^2} + \frac{1}{3} \frac{\partial \Omega}{\partial y} \right) - \frac{\tau}{\rho H^2} \times$$

$$\times \left[2 \frac{\partial H}{\partial y} \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial x} \left(\frac{\partial V_x}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial x} \right) + \frac{\partial H}{\partial z} \left(\frac{\partial V_z}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial z} \right) - \frac{2}{3} \Omega \frac{\partial H}{\partial y} \right], \quad (27)$$

$$\frac{\partial V_z}{\partial t} = a_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{\rho} \left(\mu + \frac{\tau}{H} \right) \times$$

$$\times \left(\frac{\partial^2 V_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_z}{\partial z^2} + \frac{1}{3} \frac{\partial \Omega}{\partial z} \right) - \frac{\tau}{\rho H^2} \times$$

$$\times \left[2 \frac{\partial H}{\partial z} \frac{\partial V_z}{\partial z} + \frac{\partial H}{\partial y} \left(\frac{\partial V_y}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial y} \right) + \frac{\partial H}{\partial x} \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) - \frac{2}{3} \Omega \frac{\partial H}{\partial z} \right], \quad (28)$$

При записи уравнений (26) – (28) были использованы следующие обозначения: $\Omega = \text{div} \vec{V}$, в левой части уравнений $\left(\frac{\partial V_x}{\partial t}, \frac{\partial V_y}{\partial t}, \frac{\partial V_z}{\partial t} \right)$ – ускорение сил инерции, в правой части уравнений первое слагаемое (a_x, a_y, a_z) – ускорение массовых сил (например, сил тяжести, центробежных или центростремительных сил).

Второе слагаемое $\left(\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}, \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}, \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \right)$ – ускорение сил давления, а оставшаяся часть правой части уравнений представляет собой ускорение сил вязкого трения.

Процесс испарения жидкости в условиях замкнутого пространства и переменности величины гидродинамического давления обладает рядом особенностей. Если рассматривать процесс флотации, то главной задачей в процессе испарения применительно к неподвижной жидкости является скорость подъема парового пузырька, которая в зависимости от режима движения определяется как:

- ламинарный режим (закон Стокса):

$$V = \frac{d_p^2 (\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{п}}) g}{18\mu_{\text{ж}}}; \quad (29)$$

- турбулентный режим:

$$V = 0,7 \sqrt{\frac{d_p^2 (\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{п}}) g}{\mu_{\text{ж}}}}, \quad (30)$$

где d_p – диаметр парового пузырька; $\rho_{\text{ж}}$, $\rho_{\text{п}}$ – плотность жидкости и пара; $\mu_{\text{ж}}$ – вязкость жидкости.

При испарении водной компоненты с границ кавитационной полости во внутренний объем, концентрация нефтепродуктов в судовых льяльных водах будет постоянно увеличиваться. Достоинством такого процесса отбора водной компоненты является тот факт, что при вязком течении сложные структурные единицы нефтепродуктов не подвергаются значительным деформациям. Другими словами способ кавитационного испарения при движении потока не будет изменять реологические свойства остальных компонент судовых льяльных вод.

В случае плоского течения с наличием суперкавитационной каверны одна из ее границ была в первом приближении смоделирована в виде горизонтальной плоскости. Такой подход позволил рассматривать задачу о границе взаимодействия каверны с движущимся потоком в постановке задачи о кавитационном обтекании плоской пластины.

Как показали результаты численных расчетов, с ростом расстояния от границы каверны до верхней стенки канала, подъемная сила на внешний контур полости увеличивается, что хорошо видно на рис. 1.

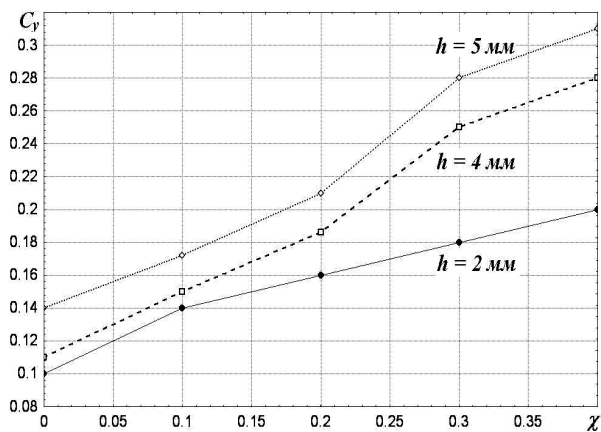


Рис. 1. Зависимость величины C_y от толщины основного потока

При проведении экспериментов был изучен характер движения потока внутри двух каналов, схема которых представлена на рис. 2. Кавитационная суперкаверна в первом случае возникала непосредственно за острой кромкой выступающего конуса. Оптимальная степень перекрытия потока в этом случае определялась эмпирическим путем.

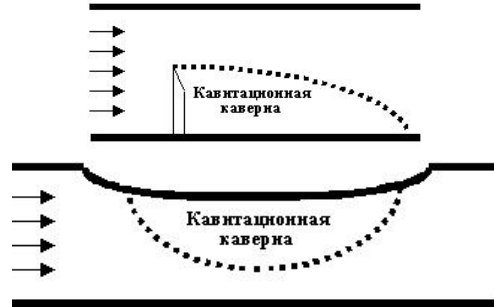


Рис. 2. Формы проходного сечения кавитатора

Во втором случае каверна возникала на вогнутой стенке канала, за счет локального изменения градиента давления по длине. Один из вариантов координатных характеристик верхней стенки такого канала показан на рис. 3. На рисунке нормировка координат производилась на радиус входного канала R и половину длины l вогнутой части. Продольная ось координат совпадает с нижней стенкой, а вертикальная проходит через начало изменения кривизны верхней стенки.

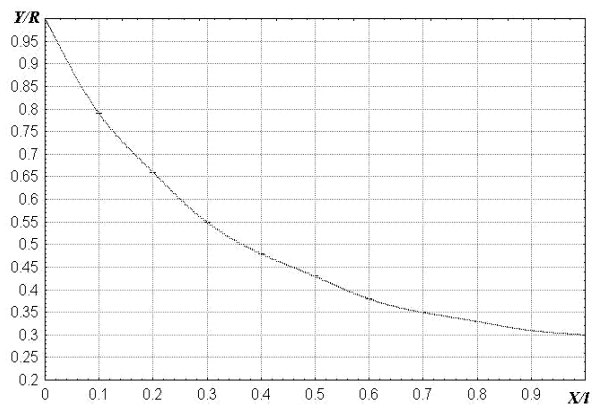


Рис. 3. Координатные характеристики канала

При проведении экспериментов было установлено, что достаточно эффективным способом замыкания каверны является установка в конце каверны вертикальной пластины с высотой, составляющей 24 – 35 % от величины высоты первой пластины. В этом случае каверна не деформируется, но полностью устраняется проблема размывания ее хвостовой части при понижении скорости движения основного потока. Такой эффект в основном достигается за счет изменения условия обтекания кавитационной каверны основным потоком, т.е. за счет перераспределения величины давления вдоль ее поверхности.

Процесс создания искусственной каверны из-за своей сложности теоретическому анализу не поддается. По этой причине был проведен ряд экспериментов по оценке степени влияния величины расхода, точки ввода и направления воздушной струи на стабильность существования свободной границы каверны и ее общие геометрические размеры. В ходе экспериментов было установлено, что оптимальной высотой ввода воздушного потока является диапазон 0,4 – 0,53 от высоты пластины. Оптимальный угол (отсчет идет против часовой стрелки по горизонтали) ввода воздушной струи находится в диапазоне 15 – 24 °. Сам ввод должен осуществляться из внутренней части пластины, которая в последующем находится внутри кавитационной полости.

Полученные данные в ходе экспериментов с вентилируемой каверной позволяют сделать однозначный вывод о том, что искусственная подача воздуха на начальной стадии течения позволяет осуществить переход к суперкавитации на более низких скоростях движения. Также в этом случае внешняя границы кавитационной полости при контакте с движущимся основным потоком ведет себя более устойчиво и обладает четкими границами, без присутствия поперечных вихревых образований.

Принудительная вентиляция каверны фактически может являться одним из способов автоматического управления ее размерами.

С целью интенсификации процесса отделения воды из судовых льяльных вод конструктивная схема кавитационного сепаратора может быть модернизирована за счет использования кассетного принципа водоотделения. В данном случае необходимо предусмотреть установку дополнительного насоса, который включается в схему параллельно и по принципу параллельного подключения установить на линии нагнетания необходимое число дополнительных кавитационных каналов. Расходно-напорная характеристика установки в данном случае должна рассчитываться по принципу параллельного соединения трубопроводов.

Литература

1. Баишта Т.М. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы / Т.М. Баишта, С.С. Руднев и др. – М.: Машиностроение, 1982. – 423 с.
2. Пирсалл И.Л. Кавитация / И.Л. Пирсалл. – Лондон: Миллс и Бун Лимитд, 1972. – 93 с.
3. Малахов А.В. Гидромеханика ограниченных потоков / А.В. Малахов. – Одесса: Астропринт, 1999. – 205 с.

Поступила в редакцию 27.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. ТиПК Ю.Л. Воробьев, Одесский национальный морской университет, Одесса.

ГІДРОДИНАМІКА РОЗДІЛЕННЯ БАГАТОФАЗНИХ СУМІШЕЙ НА ОСНОВІ ВОДИ

О.В. Малахов, І.В. Ткаченко

Очищення судових льяльних вод являється найбільшою глобальною проблемою судноплавства. Для вирішення цієї проблеми з кожним роком з'являються нові методи очищення. Розглянуті: основні компоненти, які входять в судові льяльні води, фактори процесу розподілу льяльних вод в статичному режимі, основні фізичні фактори. Проведено математичний аналіз головних компонентів в судових льяльних вод. Показано процес утворення суперкаверни в кавітаторі і випарювання води при русі судових льяльних вод через кавітатор.

Ключові слова: судові льяльні води, кавітація, гідродинаміка потоку, математичний аналіз.

HYDRODYNAMICS OF DIVISION OF MULTIPHASE MIXTURES ON THE BASIS OF WATER

A.V. Malakhov, I.V. Tkachenko

Cleaning of llalns waters of ships is the most global problem of navigation. For the decision of this problem with every year appears new methods of cleaning. Considered: basic components, included in llalns waters of ships, factors of process of division of llalns waters in the static mode, basic physical factors. The mathematical analysis of main components of llalns waters of ships is conducted. The process of creation of supercavity is shown in cavitator and fumes of water at motion of llalns waters of ships through cavitator.

Key words: llalns waters of ships, cavitation, hydrodynamics of stream, mathematical analysis.

Малахов Алексей Владимирович – д-р физ.-мат. наук, проф., Одесский национальный морской университет, Одесса.

Ткаченко Иван Владимирович – аспирант, Одесский национальный морской университет, Одесса.

УДК 536.248.2:629

В.А. ТАРАСОВА

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ДВУХФАЗНОГО ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ ЧЕРЕЗ КАПИЛЛЯРНО-ПОРИСТУЮ СТРУКТУРУ ИСПАРИТЕЛЯ КОНТУРНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ

Предложена математическая модель процесса тепломассообмена в капиллярно-пористой структуре (КС) испарителя контурной тепловой трубы (КТТ), позволяющая определять: необходимое время для установления стационарного режима работы объекта; наиболее эффективные структурные, теплофизические, геометрические характеристики КС; предельно-допустимые условия работы КТТ. Она позволяет более просто решить ряд некоторых важных задач, таких как: одномерные течения с фазовым переходом, совместные одно- и двухфазные течения в одной области. Значительным преимуществом предложенной модели является то, что ее использование позволяет выделить влияние отдельных фаз, не смотря на то, что дифференциальные уравнения рассматриваемой модели предполагают только общее поведение смеси двух фаз и твердого каркаса. Путем задания начальных и граничных условий, в соответствии с поставленной задачей исследования, возможно расширять диапазон применения представленной модели для описания процессов происходящих при сушке строительных материалов, пищевых продуктов.

Ключевые слова: капиллярно-пористая структура, двухфазный теплоноситель, контурная тепловая труба, объемная энтальпия, капиллярное давление.

Введение

В ряде случаев для контурных тепловых труб характерна работа в режиме частичного насыщения КС жидкой фазой, особенно при функционировании в условиях воздействия массовых сил. При этом коэффициент проницаемости и площадь проницаемого сечения становятся функциями степени насыщения КС. Однако данное явление практически не учитывается в существующих гидродинамических моделях, имеются лишь отдельные рекомендации по определению площади проницаемого сечения.

Целью данной работы является создание методики решения задач тепломассопереноса при движении двухфазного теплоносителя в капиллярно-пористых структурах и решение задач тепломассопереноса в различных устройствах промышленного назначения и при реализации сложных технологических процессов на основе математического моделирования.

1. Математическая модель процесса тепломассообмена в капиллярно- пористой структуре

Предложенная математическая модель процесса теплообмена в капиллярно-пористой структуре контурной тепловой трубы (КТТ) в двумерной по-

становке учитывает как испарительный режим работы КТТ, при котором температура рабочего тела не превышает температуру начала кипения $T_{нк}$ [1], так и режим работы, при котором рабочая жидкость нагревается до температуры, превышающей температуру $T_{нк}$. За основу взята модель смешанного течения [2], которая получена путем алгебраических преобразований из традиционной модели независимого движения фаз (НДФ), дополнена и адаптирована к условиям работы КТТ, а именно:

1) при отсутствии внешних массовых источников выполняется условие

$$m_{ж} + m_{п} = 0,$$

где $m_{ж}$, $m_{п}$ — объемные источники масс жидкости и пара, которые возникают вследствие фазового перехода, и определяются из дифференциальных уравнений, описывающих принцип сохранения массы, для двух фаз:

$$\rho_{ж} \left[\Pi \frac{\partial s}{\partial \tau} + \nabla \cdot u_{ж} \right] = m_{ж};$$

$$\rho_{п} \left[\Pi \frac{\partial (1-s)}{\partial \tau} + \nabla \cdot u_{п} \right] = m_{п},$$

где s — степень насыщения КС жидкой фазой; $\rho_{ж}$, $\rho_{п}$ — плотности жидкости и пара; $u_{ж}$, $u_{п}$ — векторная скорость Дарси жидкой и паровой фазы;

2) в связи с тем, что коэффициент теплоотдачи от капиллярной структуры к жидкости, находящейся внутри нее, является малой величиной ($\alpha < 1$) [3] принято равенство температур КС и двухфазной жидкости ($T_{ж.} = T_{п.} = T_c$). Следовательно, в однофазной среде теплота будет передаваться от КС к жидкости с помощью механизма теплопроводности (при этом используется эффективный коэффициент теплопроводности $\lambda_{эф}$), и с помощью капиллярной диффузии, вызванной силой поверхностного натяжения. Это допущение упрощает метод решения, т.к. позволят обойти математические сложности, связанные с неопределенностью структуры двухфазного потока.

3) для составления математической модели двухфазного течения в капиллярно-пористой среде приняты некоторых соотношений для осредненных свойств парожидкостной среды, представляющей смесь жидкости и пара. Так плотность и скорость двухфазного потока определяются как:

$$\rho = \rho_{ж}s + \rho_{п}(1-s);$$

$$u = \frac{\rho_{ж}u_{ж} + \rho_{п}u_{п}}{\rho}.$$

Математическая модель процессов процесса теплообмена в капиллярно-пористой структуре представлена в нестационарной постановке, что позволяет определять необходимое время для установления стационарного режима работы объекта с капиллярно-пористой структурой, позволяет определять наиболее эффективные геометрические характеристики КС и пароотводящих каналов, определять предельно-допустимые условия работы КТТ.

Математическая модель процесса теплообмена в капиллярно-пористой структуре КТТ с фазовым переходом представлена следующими дифференциальными уравнениями:

1. Уравнение сохранения энергии:

$$\Omega \frac{\partial H}{\partial \tau} + \nabla(\gamma_h u H) = \nabla(\Gamma_h \nabla H) + \nabla \left(f(s) \frac{K \Delta \rho c}{v_{п}} g \right), \quad (1)$$

где H – объемная энтальпия, которая определяется следующим образом:

$$H = \rho(i - i_{пнас}),$$

где Π – пористость КС, K – абсолютная проницаемость КС, $i_{пнас}$ – энтальпия пара на линии насыщения.

Первый член уравнения сохранения энергии учитывает нестационарность процесса (коэффициент Ω является функцией пористости Π).

Второй – перенос теплового потока конвекцией (коэффициент $\gamma_h = f(s)$).

Третий член уравнения (1) учитывает перенос теплоты капиллярной диффузией и теплопроводностью через капиллярную структуру, в которой коэффициент Γ_h равен:

$$\Gamma_h = D + \lambda_{эф} \frac{dT}{dH},$$

где $\lambda_{эф}$ – эффективный коэффициент теплопроводности системы, D – коэффициент капиллярной диффузии, $\frac{dT}{dH}$ – производная температуры по H .

Четвертый член уравнения учитывает влияние сил гравитации на течение среды в КС.

Дифференциальное уравнение (1) будет преобразовываться в уравнения для однофазной (жидкость или пар) и двухфазной среды в зависимости от значения температуры и насыщенности. В этом случае зависимость температуры от энтальпии принимает вид:

$$\text{– при } H \leq -\rho_{ж}g$$

$$T = \frac{H + \rho_{ж}i_{пнас}}{\rho_{ж}c_{ж}};$$

$$\text{– при } -\rho_{ж}g < H \leq 0$$

$$T = T_{нас} \quad 4$$

$$\text{– при } 0 < H$$

$$T = T_{нас} + \frac{H}{\rho_{п}c_{п}},$$

а зависимость s от H выражается так:

$$\text{– при } H \leq -\rho_{ж}g$$

$$s = 1;$$

$$\text{– при } -\rho_{ж}g < H \leq 0,$$

$$s = \frac{H}{-\rho_{ж}g};$$

$$\text{– при } 0 < H$$

$$s = 0,$$

где g – скрытая теплота парообразования.

2. Уравнение движения.

Для нахождения поля осредненного давления рабочей среды уравнение движения имеет вид, близкий к уравнению Пуассона:

$$\nabla^2 p = \frac{v(s)}{K} \left[\Pi \frac{\partial p}{\partial \tau} - \nabla p \cdot \nabla \left(\frac{K}{v(s)} \right) + \left(\frac{K}{v(s)} \rho_k g \right) \right], \quad (2)$$

где $v(s)$ – средняя кинематическая вязкость двухфазной среды.

Для решения системы уравнений (1, 2) и крайних условий, применен метод конечных элементов в сочетании с методом Галеркина.

2. Исследования влияния структурных характеристик пористой среды на процессы в КС КТТ

Для исследования влияния структурных характеристик пористой среды на процесс тепломассопереноса в КС был выбран элемент испарителя контурной тепловой трубы со следующими размерами: $a=2$ мм, $b=4$ мм, $h=5$ мм (рис. 1). Область исследования разбивалась на треугольные симплекс-элементы, с учетом необходимости выбора правильного шага сеточного разбиения и соответствующего ему шагу по времени.

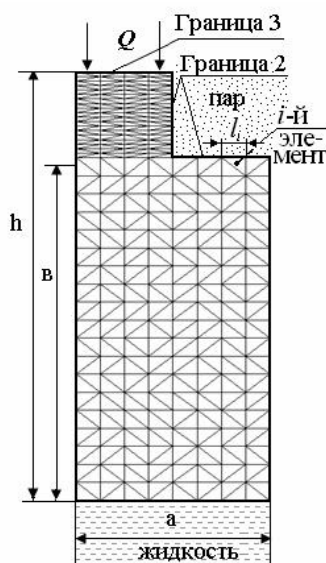


Рис. 1. Элемент испарителя КТТ.

Для исследования влияния на работоспособность испарителя КТТ структурных характеристик пористого материала были проведены численные эксперименты с применением характеристик металлов, полученных Л. Грином, Р. Дувецом, Ю.П. Кукотой, В.М. Слепцовым [4].

Временной шаг, количество шагов при расчете, а также начальные условия были заданы следующим образом: при $t_0=0$ $T_0=29^\circ\text{C}$, $P_0=1,1675$ МПа, $\Delta t=0,6$ сек, кол-во шагов по времени $N = 1000$.

Теплоноситель-аммиак с температурой насыщения $T_s = 30,28^\circ\text{C}$, и давлением насыщения $P_s = 1,17$ МПа.

Граничные условия заданы так:

на границе 1: $P = P_{ж} = 1,1675$ МПа, $T = T_{ж} = 20^\circ\text{C}$;

на границе 2: $p_i = f(Q, s)$;

на границе 3: $Q = 100 \div 800$ Вт.

При задании граничных условий на границе 3 для каждого образца подбирался максимальный тепловой поток, при котором на выходе из КС (граница 2) насыщенность $s = 0$, т.е. капиллярное давление

для данного образца достигало максимального значения.

В табл. 1 приведены результаты расчетов, проведенных с разными пористыми металлами, такие как: тепловой поток Q , при котором создается максимальное капиллярное давление, величина максимального капиллярного давления P_c , потери давления в пористой структуре ΔP , максимальная скорость пара $u_{\max}$ на выходе из КС.

Таблица 1

Результаты исследований процесса тепловлагопереноса в испарителе КТТ, выполненного из разных пористых металлов

№	Q, Вт	Материал КС, П	K, м ²	P _c , кПа	ΔP, кПа	u _{max} , м/с
1	680	Коррозионностойкая сталь, П=0,256	$6 \cdot 10^{-14}$	22	13	0,13
2	670	Железо, П=0,327	$2 \cdot 10^{-13}$	15	4,25	0,1
3	370	Сталь 20Х23Р18, П=0,624	$5 \cdot 10^{-12}$	4	0,78	0,03

Анализ результатов показывает, что капиллярные структуры с меньшей проницаемостью могут создавать больший капиллярный напор, но и имеют более высокие потери давления по сравнению с металлами с большим коэффициентом проницаемости.

Для определения пределов работоспособности тепловой трубы были рассчитаны потери давления по всему контуру КТТ в зависимости от теплового потока на границе 3 при использовании в качестве материала КС образцов № 1, 2, 3, (табл. 1), которые состоят из: сопротивления пароотводящих каналов, паропровода, конденсатора, конденсатопровода. Видно, что предельный максимальный тепловой поток $Q \approx 670 \div 680$ Вт, при котором возможна работа КТТ, реализуется при использовании капиллярных структур, изготовленных из пористых металлов №1 и №2. Однако КС, изготовленная из пористого металла №2 предпочтительнее, несмотря на то, что она при большей проницаемости и пористости создает меньший капиллярный напор P_c , чем пористая структура №1, так как суммарные потери в контуре КТТ меньше.

Заключение

Была предложена математическая модель нестационарного течения двухфазного теплоносителя через капиллярно-пористую среду для исследования процессов тепломассообмена, происходящих в ис-

парителе КТТ, для решения которой применен метод конечных элементов в сочетании с методом Галеркина. Проведено исследование влияния структурных характеристик капиллярной структуры на работоспособность испарителя КТТ и контурной тепловой трубы в целом.

Литература

1. Ковалев С.А. Испарение и конденсация в тепловых трубах / С.А. Ковалев, С.Л. Соловьев. – М.: Наука, 1989. – 111 с.

2. Wang C.Y. A two- phase mixture model of liquid- gas flow and heat transfer in capillary porous media-1. Formulation / C.Y. Wang, C. Beckermann // Int. J. Heat Mass Transfer. – 1993. – 36, № 11. – P. 2747-2758.

3. Тарасова В.А. Моделирование тепломассообмена в испарителе двухфазного контура с капиллярным насосом / В.А. Тарасова // Проблемы машиностроения. – 2000. – Т. 3, № 1-2. – С. 123-128.

4. Белов С.В. Пористые металлы в машиностроении. 2-е изд. перераб. и доп. / С.В. Белов. – М.: Машиностроение, 1981. – 247 с.

Поступила в редакцию 1.04.2008

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

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПЛИНУ ДВОФАЗНОГО ТЕПЛОНОСІЯ ЧЕРЕЗ КАПІЛЯРНО-ПОРИСТУ СТРУКТУРУ ВИПАРНИКА КОНТУРНОЇ ТЕПЛОВОЇ ТРУБИ

В.О. Тарасова

Запропоновано математичну модель процесу тепломасообміну в капілярно-пористій структурі (КС) випарника контурної теплової труби (КТТ), що дозволяє визначати: необхідний час для встановлення стаціонарного режиму роботи об'єкта; найбільш ефективні структурні, теплофізичні, геометричні характеристики КС; гранично-припустимі умови роботи КТТ. Вона дозволяє більш просто вирішити ряд деяких важливих завдань, таких як: одномірні плин з фазовим переходом, спільні одне- і двофазні плин в одній області. Значною перевагою запропонованої моделі є те, що її використання дозволяє виділити вплив окремих фаз, незважаючи на те, що диференціальні рівняння розглянутої моделі припускають тільки загальне поведіння суміші двох фаз і твердого каркаса. Шляхом завдання початкових і граничних умов, відповідно до поставленого завдання дослідження, можливо розширювати діапазон застосування представленої моделі для опису процесів будівельних матеріалів, харчових продуктів, що відбуваються при сушінні.

Ключові слова: капілярно-пориста структура, двофазний теплоносій, контурна тепла труба, об'ємна ентальпія, капілярний тиск.

THE MATHEMATICAL MODEL OF FLUXION OF TWO-PHASE HEAT-TRANSFER AGENT THROUGH A CAPILLARY- POROUS STRUCTURE OF THE EVAPORATOR OF CAPILLARY PUMP LOOP

V.A. Tarasova

The mathematical model of heat- mass transfer processes in capillary- porous structure of the evaporator of the capillary pump loop (CPL) is offered, allowing defining: necessary time for an establishment of a steady-state condition of operation of object; the most effective structural, geometrical properties of capillary- porous structure; maximum-permissible operating conditions of CPL. It allows to solve easier a series of some important problems, such as: the one-dimensional fluxions with phase change, joint one and two-phase fluxions in one area. The considerable advantage of the suggested model is that its use allows to allocate agency of separate phases, not looking that differential equations of a viewed model guess only general behavior of a blend of two phases and a solid framework. By the task initial and boundary conditions, according to a problem in view of probe, it is possible to dilate a range of application of the presented model for the description of processes of building materials occurring at drying, foodstuff.

Key words: a capillary- porous structure, two-phase heat-transfer agent, a capillary pump loop, a volumetric enthalpy, a capillary pressure.

Тарасова Вікторія Александровна – ведучий інженер, Інститут проблем машиностроєння ім. А.Н. Подгорного НАН України, Харків, e-mail: Paramonova@ipmach.kharkov.ua.

УДК 621.452.33

Л.Г. БОЙКО, Е.Л. КАРПЕНКО

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

ВЛИЯНИЕ УГЛА УСТАНОВКИ ЛОПАТОК ВХОДНОГО НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА НА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Математическая модель газотурбинного двигателя используется для исследования влияния изменения угла установки входного направляющего аппарата на эксплуатационные характеристики турбовального газотурбинного двигателя. Для обеспечения необходимых запасов устойчивой работы компрессора и двигателя в целом в области пониженных частот вращения рассмотрено несколько вариантов изменения угла установки входного направляющего аппарата. Представлены результаты исследования влияния поворота входного направляющего аппарата компрессора на интегральные характеристики двигателя.

Ключевые слова: математическая модель, газотурбинный двигатель, эксплуатационные характеристики, граница области устойчивой работы, входной направляющий аппарат.

Введение и формулирование проблемы

На режимах, отличных от расчетного, с целью повышения мощности (тяги) двигателя, снижения удельного расхода топлива, расширения диапазона устойчивой работы применяют различные способы регулирования: поворот статорных лопаток компрессора и турбины, перепуск рабочего тела из проточной части компрессора, изменение количества подаваемого топлива в камеру сгорания и т. д.

В настоящее время разработано достаточно большое количество моделей газотурбинных двигателей (ГТД), имеющих различный уровень сложности. Они с успехом используются на этапах проектирования, доводки, модернизации, а также при проведении испытаний и в процессе эксплуатации двигателя.

Разработчиками математических моделей двигателей являются известные организации, специализирующиеся в области авиадвигателестроения: Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, Казанский государственный технический университет (КАИ) им. А.Н. Туполева, Уфимский государственный авиационный технический университет и др.

В работах [1, 2] представлены классификации моделей, в соответствии с которыми наибольшее распространение получили модели первого уровня сложности, так называемые поузловые модели. В таких моделях узлы двигателя описываются с помощью их характеристик, которые задаются в исходных данных либо на основании экспериментальных исследований, либо предварительно рассчитываются с использованием обобщенных зависимостей. Таким

образом, узел двигателя, базовый элемент, при построении модели является «черным ящиком». Задачи регулирования путем перепуска воздуха из проточной части компрессора, поворота статорных лопаток и др., связанные с определением запасов газодинамической устойчивости двигателя с помощью указанного подхода практически не решаются.

Повысить точность моделирования газодинамических процессов в двигателе возможно, если учесть конкретные геометрические параметры его узлов и составляющих их элементов, т. е. построить модель ГТД более высокого уровня. Существенное уточнение моделей ГТД может быть получено при повенечном описании лопаточных машин.

Учитывая существующий многолетний опыт расчетных и экспериментальных исследований ступеней и многоступенчатых компрессоров авиационных ГТД, накопленный в лаборатории «Аэродинамика компрессоров» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», а также разработанные там поузловые модели ГТД для установившихся режимов работы, постановка задачи построения моделей ГТД с повенцовым описанием компрессора представляется вполне естественной.

Такая математическая модель газотурбинного турбовального двигателя, позволяющая определять его эксплуатационные характеристики на установившихся режимах, в настоящее время разработана. Общая информация о ней представлена в работе [3]. Описание осевого компрессора с учетом геометрических параметров составляющих его лопаточных венцов и проточной части позволяет существенно расширить круг задач решаемых с ее помощью. А именно:

1) в процессе проектирования оценивать влияние изменения геометрических параметров отдельных лопаточных венцов на среднем радиусе и проточной части на характеристики компрессора и ГТД в целом;

2) оценивать влияние изменения углов установки поворотных лопаток компрессора на эксплуатационные характеристики и запасы устойчивости ГТД с целью выбора рационального закона регулирования;

3) учитывать влияние на эксплуатационные характеристики ГТД переменного по режимам количества отбираемого воздуха (или перепускаемого) из проточной части компрессора на параметры двигателя, а также определять его рациональное количество;

4) учитывать влияние различных конструктивных мероприятий и регулирования путем поворота статорных лопаток и количества перепускаемого воздуха на положение границы области устойчивой работы компрессора, линию совместных режимов работы узлов газогенератора, запасы устойчивости двигателя;

5) анализировать влияние износа проточной части компрессора на эксплуатационные характеристики ГТД.

Применяемые подходы к моделированию ГТД позволяют повысить точность описания газотермодинамических процессов, уменьшить количество поправочных коэффициентов, которые обычно используются при разработке и применении моделей конкретных изделий.

В данной статье представлены результаты практического использования математической модели [3] для исследования влияния поворота лопаток входного направляющего аппарата (ВНА) компрессора на интегральные характеристики двигателя: зависимости мощности и удельного расхода топлива, а также запасов газодинамической устойчивости от частоты вращения. Полученные результаты демонстрируют возможность выбора рациональных с точки зрения параметров двигателя значений углов установки лопаток ВНА на основе анализа обтекания лопаточных венцов.

1. Математическая модель компрессора

Математическая модель осевого многоступенчатого компрессора является составной частью общей модели ГТД и позволяет определять параметры потока в осевых зазорах между венцами, а также суммарные характеристики ступеней и компрессора в целом по среднемассовым параметрам.

Метод определения характеристик многоступенчатого осевого компрессора основан на решении

системы уравнений газовой динамики в одномерной стационарной постановке и позволяет учитывать проявление реальных свойств потока (углы отставания и потери) с помощью обобщенных полуэмпирических зависимостей.

Исходными данными для расчета характеристик ступеней и компрессора являются следующие геометрические (рис. 1, 2) и газодинамические параметры:

- форма обводов проточной части (изменение R_H , $R_{ВГ}$ вдоль оси двигателя);
- геометрические параметры лопаточных венцов: рабочих колес (РК) и направляющих аппаратов (НА) (конструктивные углы лопаток на входе и выходе $\beta_{1Л}$, $\beta_{2Л}$, $\alpha_{2Л}$, $\alpha_{3Л}$, угол установки профиля γ , максимальная толщина профиля s_{max} , хорда b , радиальный зазор $\Delta r_{р.з.з}$, форма средней линии профиля, число лопаток z и др.);
- параметры течения на входе в первую ступень компрессора на среднем радиусе (полное давление P_B^* и температура T_B^* , угол потока α_B).

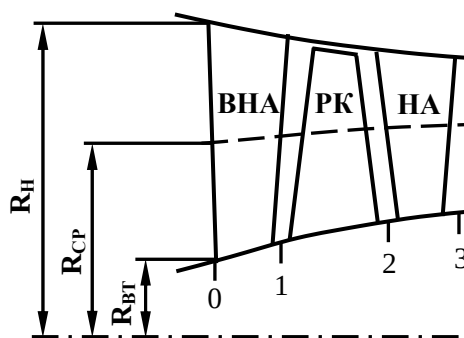


Рис. 1. Схема ступени осевого компрессора

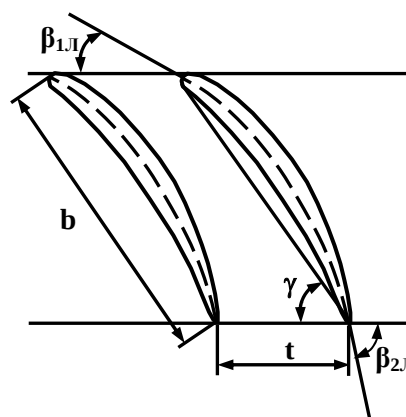


Рис. 2. Геометрические параметры решетки профилей

Структурная схема алгоритма расчета осредненного по массе течения в многоступенчатом ком-

прессоре представлена на рис. 3. В нее включены следующие блоки:

- блок исходных данных;
- управляющий блок;
- блок газодинамического расчета течения в лопаточных венцах компрессора;
- вспомогательный блок.

В управляющем блоке производится ввод исходных данных, определяющих геометрию компрессора, а также рассчитываются необходимые постоянные величины.

Геометрические параметры лопаточных венцов задаются в различных сечениях по высоте лопатки и затем осуществляется их интерполяция на средний радиус, определяются необходимые для расчета дополнительные величины.

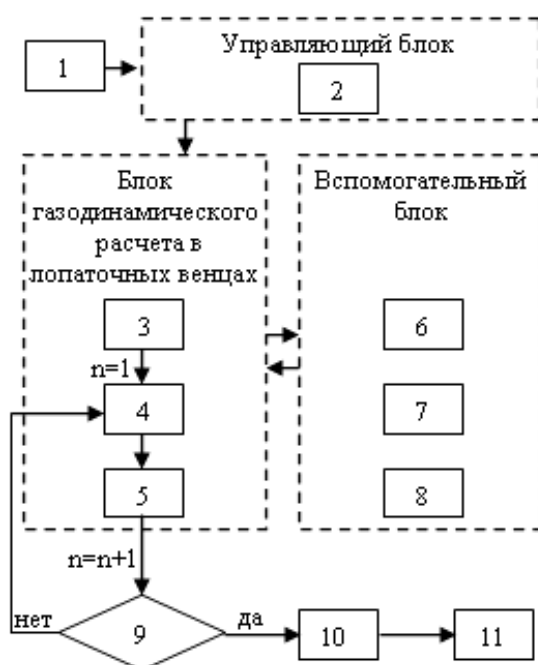


Рис. 3. Структурная схема модуля расчета течения в компрессоре по средним массовым параметрам: 1 – блок исходных данных; 2 – расчет геометрических параметров решеток на среднем радиусе; 3 – входной направляющий аппарат; 4 – рабочее колесо; 5 – направляющий аппарат; 6 – учет реальных свойств рабочего тела; 7 – определение границы области устойчивой работы; 8 – определение режима записывания; 9 – окончание поступенчатого расчета; 10 – определение интегральных параметров компрессора; 11 – графическая интерпретация результатов

Блок газодинамического расчета компрессора позволяет определять параметры потока во входном направляющем аппарате, рабочих колесах и направляющих аппаратах всех ступеней.

Вспомогательный блок предназначен для определения величин потерь и углов отставания потока в

венцах, а также положения границы области устойчивой работы.

Величины потерь и углов отставания потока в математической модели компрессора рассчитываются с использованием обобщенных результатов продувок плоских и кольцевых решеток различной геометрии [4, 5] и др., с учетом профильных, вторичных, концевых потерь, а также потерь, вызванных перетеканиями в радиальном зазоре.

На практике для расчета границы устойчивой работы (ГУР) многоступенчатого осевого компрессора широко используются полуэмпирические критерии, полученные на основе обобщения экспериментальных данных [6 – 11]. Полуэмпирические зависимости связывают возникновение срывного течения с геометрическими и газодинамическими параметрами лопаточных венцов. В данной модели для определения ГУР компрессора используются критерии [4, 7, 8]. Предельная величина параметра диффузорности $Deq_{пр}$ задается в соответствии с рекомендациями работы [10], а также на основе опыта авторов.

При обращении к модели компрессора из общей программы расчета двигателя определяются газотермодинамические параметры отдельных ступеней и компрессора в целом на заданном режиме. Их отклонения формируют систему уравнений невязок [3].

Кроме того, модуль математической модели осевого многоступенчатого компрессора имеет режим работы, который позволяет рассчитать и вывести на печать суммарные характеристики в виде зависимостей степени повышения давления $\pi_K^* = f(G_{Впр}, n_{пр})$, изэнтропического КПД $\eta_K^* = f(G_{Впр}, n_{пр})$, а также характеристики отдельных ступеней и групп ступеней, что создает возможность при необходимости провести идентификацию модели компрессора или при отсутствии геометрических параметров какой-либо ступени ввести ее характеристику.

2. Исследование влияния поворота лопаток ВНА на характеристики двигателя

Целью данной статьи является применение разработанной модели двигателя для анализа влияния изменения угла установки ВНА на параметры ГТД.

В качестве объекта исследования выбран турбовальный газотурбинный двигатель с двухкаскадным газогенератором.

На пониженных частотах вращения первая ступень компрессора работает с пониженным коэффициентом расхода $\bar{C}_a = C_a / U_K$ и с повышенными углами натекания.

Для уменьшения углов натекания и увеличения запасов устойчивой работы компрессора целесообразно прикрывать ВНА. На рис. 4 сплошными линиями изображены профили лопаток ВНА в расчетном положении и треугольник скоростей соответствующий этому случаю. Прикрытие ВНА на строго регламентированные углы (см. пункт на рис. 4) приводит к уменьшению углов натекания, что позволяет повысить запасы устойчивости, а возможно и КПД компрессора.

Ниже рассмотрено несколько вариантов изменения угла установки лопаток ВНА компрессора низкого давления (КНД) исследуемого двигателя. На рис. 5 представлены в сравнении с исходным вариантом характеристики компрессора с ВНА, прикрытым на угол $\Delta\gamma = -2, -7, -12$ градусов.

На рис. 5 показаны характеристики КНД в относительных величинах ($\bar{\pi}_{\text{КНД}}^* = \pi_{\text{КНД}}^* / \pi_{\text{КНД р.р.}}^*$, $\bar{\eta}_{\text{КНД}}^* = \eta_{\text{КНД}}^* / \eta_{\text{КНД р.р.}}^*$, $\bar{G}_{\text{Впр}} = G_{\text{Впр}} / G_{\text{Впр р.р.}}$, $\bar{n}_{\text{НД пр}} = n_{\text{НД пр}} / n_{\text{НД пр р.р.}}$), где индекс «р.р.» — означает расчетный режим.

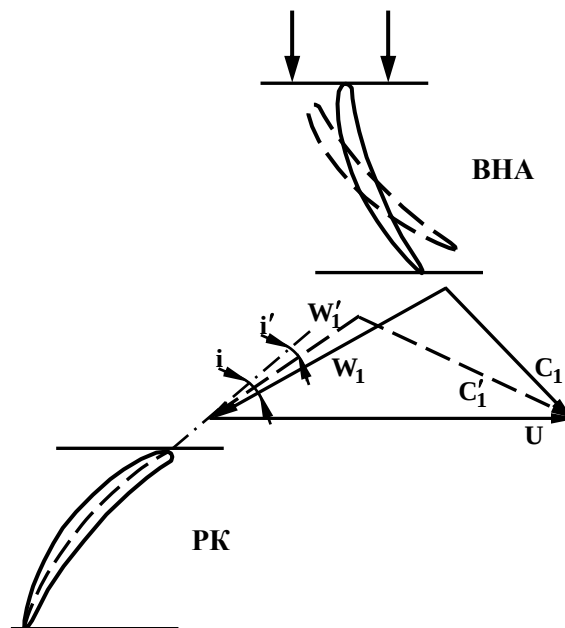


Рис. 4. Влияние поворота лопаток ВНА на угол натекания потока на лопатки рабочих колес первой ступени компрессора

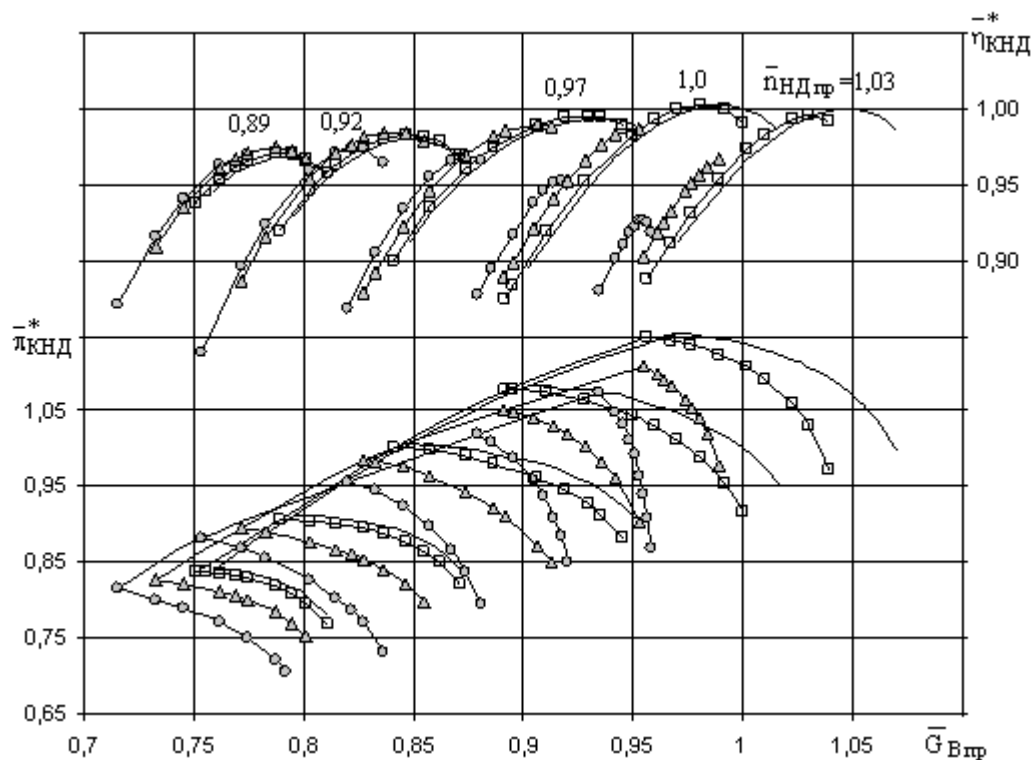


Рис. 5. Влияние изменения угла установки ВНА на характеристику КНД;

— — исходный вариант, $\square$ — $\Delta\gamma = -2$ градусов;
 $\triangle$ — $\Delta\gamma = -7$ градусов, $\circ$ — $\Delta\gamma = -12$ градусов

Как видно из рис. 5, прикрытие лопаток ВНА приводит к смещению характеристик компрессора в сторону меньших расходов и расширению его рабочего диапазона.

При более высоких частотах вращения ($\bar{n}_{\text{НДпр}} = 1,0 \dots 1,03$) прикрытие лопаток ВНА на -7 и -12 градусов приводит к более крутому протеканию характеристик (см. рис. 5) и существенному снижению диапазона рабочих режимов по расходу.

Анализ течения в компрессоре показывает, что на пониженных частотах вращения ($\bar{n}_{\text{НДпр}} = 0,89$) углы натекания на лопатки РК первой ступени достаточно велики. На линии рабочих режимов газогенератора без поворота лопаток ВНА, они достигают значений $i = 7$ градусов (рис. 6). Анализ нагруженности лопаточных венцов рабочих колес этой ступени (рис. 7) показывает, что при данной частоте вращения эта ступень первой достигает предельных значений параметра диффузорности $Deq_{\text{пр}}$, что лимитирует устойчивость работы всего компрессора. Поэтому в целях расширения диапазона устойчивой работы КНД и двигателя в целом целесообразно регулировать угол установки ВНА.

Результаты, полученные при различных углах прикрытия ВНА при $\bar{n}_{\text{НДпр}} = 0,89$ (рис. 6), показывают, что изменение угла установки ВНА приводит к снижению углов натекания на лопатки РК первой ступени. Далее вдоль проточной части влияние этого мероприятия снижается.

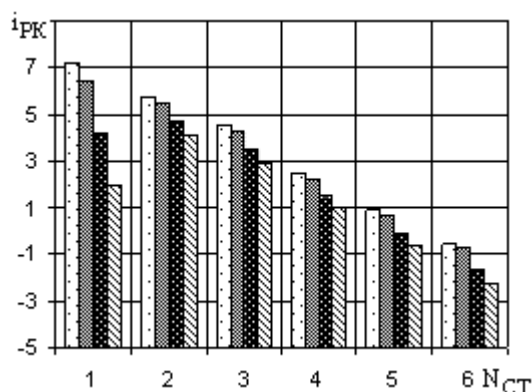


Рис. 6. Влияние изменения углов установки ВНА на распределение углов натекания на РК вдоль линии рабочих режимов, $\bar{n}_{\text{НДпр}} = 0,89$;
 $\square$ – $\Delta\gamma = 0$ град, $\blacksquare$ – $\Delta\gamma = -2$ град;
 $\bullet$ – $\Delta\gamma = -7$ град, $\boxtimes$ – $\Delta\gamma = -12$ град

Отмеченные особенности обтекания лопаточных венцов подтверждаются характерными изменениями степени диффузорности течения в РК на среднем радиусе. Как видно из рис. 7, прикрытие

ВНА на угол $\Delta\gamma = -2, -7$ и -12 градусов позволяет улучшить обтекание РК первой ступени на линии рабочих режимов при частоте вращения $\bar{n}_{\text{НДпр}} = 0,89$. Вблизи границы области устойчивых режимов на той же частоте вращения (рис. 8), несмотря на улучшение обтекания РК первой ступени, параметр диффузорности для второй и третьей ступени подходит к предельным значениям, что и определяет границу области устойчивой работы компрессора.

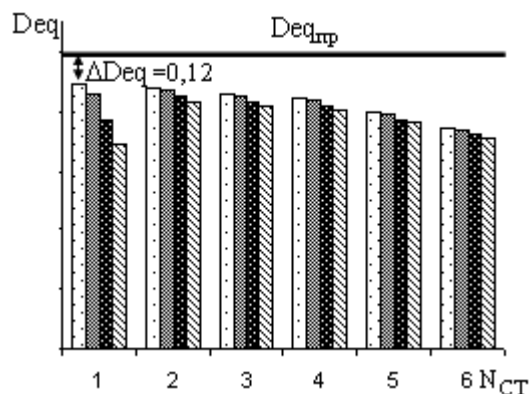


Рис. 7. Влияние изменения углов установки ВНА на величины параметра диффузорности на среднем радиусе РК вдоль линии рабочих режимов, $\bar{n}_{\text{НДпр}} = 0,89$;

$\square$ – $\Delta\gamma = 0$ град, $\blacksquare$ – $\Delta\gamma = -2$ град;
 $\bullet$ – $\Delta\gamma = -7$ град, $\boxtimes$ – $\Delta\gamma = -12$ град

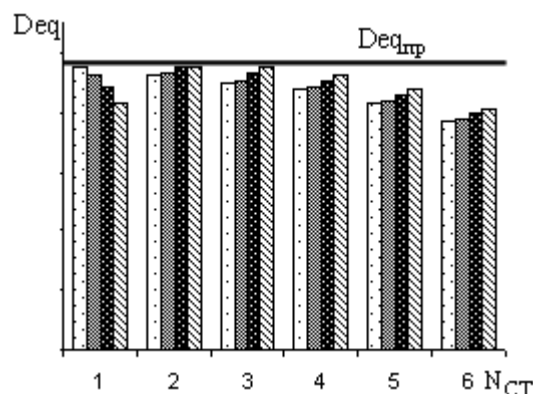


Рис. 8. Влияние изменения углов установки ВНА на величины параметра диффузорности на среднем радиусе РК вблизи границы устойчивых режимов, $\bar{n}_{\text{НДпр}} = 0,89$;
 $\square$ – $\Delta\gamma = 0$ град, $\blacksquare$ – $\Delta\gamma = -2$ град;
 $\bullet$ – $\Delta\gamma = -7$ град, $\boxtimes$ – $\Delta\gamma = -12$ град

Рис. 9 иллюстрирует распределение нагрузки по ступеням, определяемой в виде перепада полных температур на рабочих колесах $\Delta T^* = T_2^* - T_1^*$,

вдоль линии рабочих режимов при $\bar{p}_{\text{НДпр}} = 0,89$. Прикрытие лопаток ВНА позволяет снизить нагрузку на первую ступень и перераспределить работу между последующими ступенями компрессора.

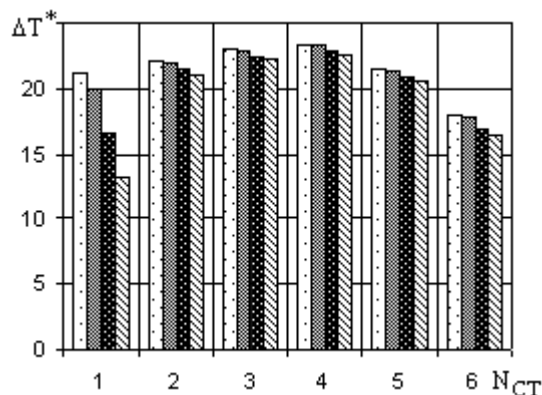


Рис. 9. Влияние изменения углов установки ВНА на величины подводимой работы в РК вблизи линии рабочих режимов, $\bar{p}_{\text{НДпр}} = 0,89$;
 □ — $\Delta\gamma = 0$ град, ■ — $\Delta\gamma = -2$ град;
 ▨ — $\Delta\gamma = -7$ град, ▩ — $\Delta\gamma = -12$ град

На рис. 10 показаны характеристики исходного варианта компрессора и компрессора с прикрытыми лопатками ВНА с нанесенными линиями рабочих режимов при дросселировании двигателя. Изменение $\pi_{\text{КНД}}^*$ и $\bar{G}_{\text{Впр}}$ вдоль линии рабочих режимов более детально представлено на рис. 11 и 12.

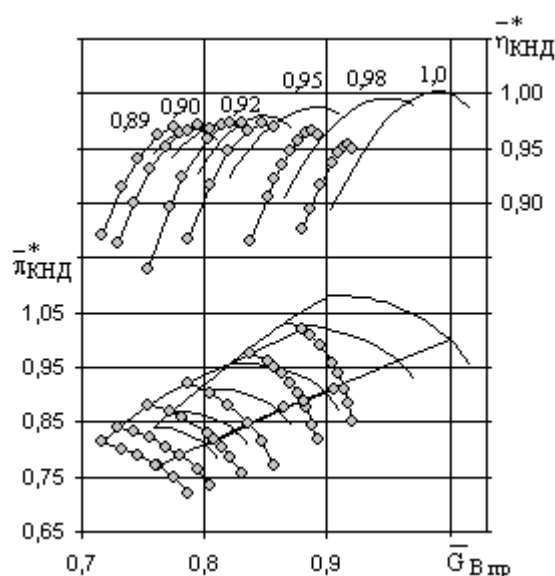


Рис. 10. Влияние прикрытия лопаток ВНА на характеристику КНД;
 — — — — — исходный вариант;
 —○— — — — — $\Delta\gamma = -12$ град

Прикрытие межлопаточных каналов ВНА на пониженных частотах вращения $\bar{p}_{\text{НДпр}} < \bar{p}_{\text{НДпр.р.}}$ приводит к снижению степени повышения давления и приведенного расхода воздуха при тех же частотах вращения по сравнению с исходным вариантом компрессора. Изменение запаса устойчивости $\Delta K_{\text{уНД}}$ КНД вдоль линии рабочих режимов представлено на рис. 13. Как видно из рисунка, прикрытие лопаток ВНА приводит к росту запасов газодинамической устойчивости при $\bar{p}_{\text{НДпр}} < 0,94$. На частотах вращения, близких к расчетным ($\bar{p}_{\text{НДпр}} \approx 1$), такое изменение угла установки лопаток ВНА приводит к увеличению углов натекания в последних ступенях компрессора и приближает их значения к критическим. Вследствие этого на повышенных частотах вращения наблюдается существенное уменьшение запасов газодинамической устойчивости компрессора.

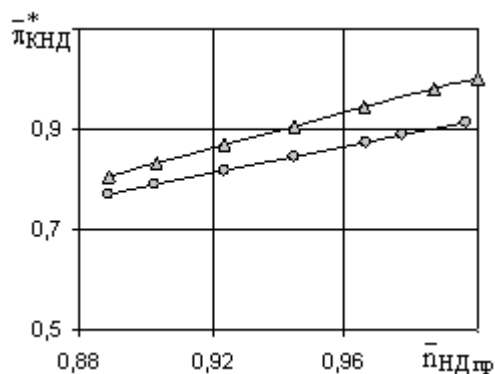


Рис. 11. Изменение $\pi_{\text{КНД}}^*$ вдоль линии рабочих режимов;
 —△— — — — — исходный вариант компрессора;
 —○— — — — — поворот ВНА ($\Delta\gamma = -12$ град)

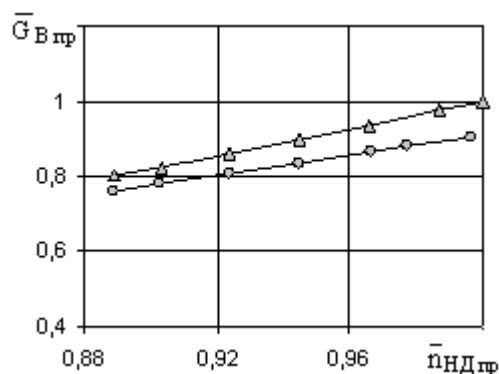


Рис. 12. Изменение $\bar{G}_{\text{Впр}}$ вдоль линии рабочих режимов;
 —△— — — — — исходный вариант компрессора;
 —○— — — — — поворот ВНА ($\Delta\gamma = -12$ град)

На рис. 14 и 15 представлены характеристики исходного варианта двигателя и двигателя, у которого прикрыты межлопаточные каналы ВНА, в виде безразмерных зависимостей мощности и удельного расхода топлива: $\bar{N}_e = N_e / N_{e.p.p.}$, $\bar{C}_e = C_e / C_{e.p.p.}$ от частоты вращения ротора высокого давления $\bar{n}_{ВД}$. Дросселирование двигателя осуществлялось по программе регулирования $p_{ВД} = var$. Прикрытие лопаток ВНА на пониженных частотах вращения обеспечивает работоспособность двигателя вследствие увеличения запасов газодинамической устойчивости. На повышенных частотах вращения наблюдается существенное снижение удельной мощности и увеличение удельного расхода топлива ГТД вследствие понижения КПД КНД.

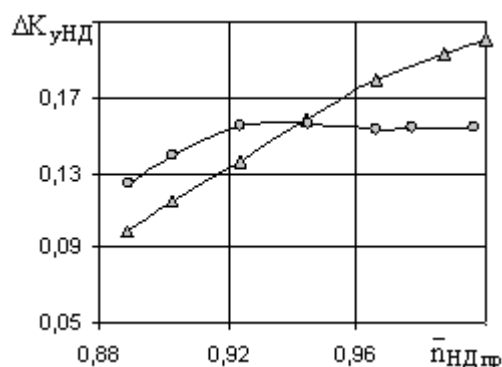


Рис. 13. Изменение запаса устойчивости КНД вдоль линии рабочих режимов;
 — $\triangle$ — исходный вариант компрессора;
 — $\circ$ — поворот ВНА ($\Delta\gamma = -12$ град)

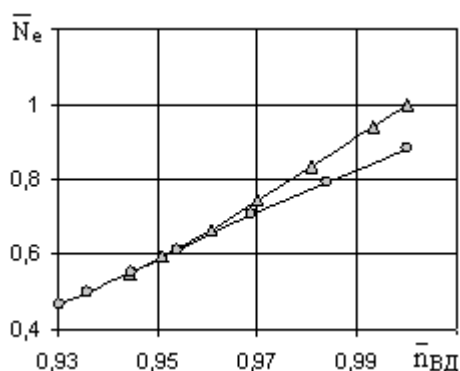


Рис. 14. Влияние изменения угла установки ВНА на мощность $\bar{N}_e$;
 — $\triangle$ — исходный вариант компрессора;
 — $\circ$ — поворот ВНА ($\Delta\gamma = -12$ град)

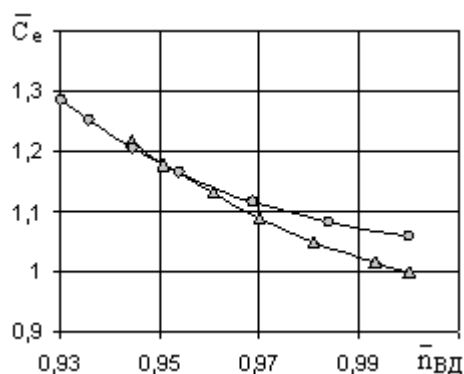


Рис. 15. Влияние изменения угла установки ВНА на удельный расход топлива $\bar{C}_e$;
 — $\triangle$ — исходный вариант компрессора;
 — $\circ$ — поворот ВНА ($\Delta\gamma = -12$ град)

Заключение

Разработанная математическая модель ГТД с поперечным описанием многоступенчатого осевого компрессора использована для анализа влияния изменения положения угла установки ВНА КНД турбовального газотурбинного двигателя с двухкаскадным газогенератором на его эксплуатационные характеристики. Описана модель компрессора и исходные данные, необходимые для определения его характеристик в системе ГТД.

Модель позволяет определить очередность подхода ступеней к границе области устойчивой работы на различных частотах вращения, что является необходимым при исследовании тех или иных мероприятий, направленных на повышение запасов газодинамической устойчивости.

На основании проведенных расчетов для исследуемого ГТД показано, что прикрытие лопаток ВНА является целесообразным при $\bar{n}_{ВД} \leq 0,96$, что соответствует оборотам ротора низкого давления $\bar{n}_{нд.пр} \leq 0,94$. Такое изменение угла установки лопаток ВНА позволяет расширить диапазон устойчивой работы ГТД, улучшив условия обтекания первой ступени.

В случае, когда причиной появления неустойчивой работы двигателя являются другие ступени компрессора, использование поворота лопаток ВНА не является целесообразным. На повышенных частотах вращения $\bar{n}_{нд.пр} \geq 1$ прикрытие лопаток ВНА приводит к существенному снижению мощности и росту удельного расхода топлива.

Литература

1. Дружинин Л.Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей / Л.Н. Дружинин, Л.И. Швеи, А.И. Ланишин. // Труды ЦИАМ. – 1979. – № 832. – 45 с.
2. Тунаков А. П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей / А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.
3. Бойко Л.Г. Метод расчета характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора / Л.Г. Бойко, Е.Л. Карпенко // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 143-146.
4. Lieblein. S. Loss, Stall Analysis of Compressor cascade / S. Lieblein. // Trans. ASME, s. D V. 81. – 1959. – N 3. – P. 387-400.
5. Янсен. Расчет характеристик осевых компрессоров / Янсен, Моффат // Энергетические машины и установки. – 1967. – N 4. – С. 1-13.
6. Иванов Д.Е. К расчету границы устойчивой работы осевого многоступенчатого компрессора ГТУ / Д.Е. Иванов, В.Ю. Николенко // Изв. вузов. Машиностроение. – 1988. – N 11. – С. 60-63.
7. Титенский В.И. Обобщение опытных данных о границе помпажа осевого компрессора / В.И. Титенский // Труды ЦКТИ. – 1970. – № 102. – С. 43-51.
8. Федоров Р.М. Устойчивость течения воздуха в компрессоре ГТД / Р.М. Федоров // Научные проблемы авиации и космонавтики. История и современность. – 1985. – С. 104-112.
9. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров / Н. Кампсти; пер с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
10. Тарабрин А.П. Определение начала отрыва потока на лопатках рабочих колес компрессора по критерию "степень диффузности" / А.П. Тарабрин, В.Б. Поляков // Труды ЦКТИ. – 1973. – N 117. – С. 42-45.
11. Schobeiri M.T. Advanced Compressor Loss Correlations, Part I: Theoretical Aspects / M.T. Schobeiri // International Journal of Rotating Machinery. – 1997. – Vol. 3. – N 3. – P. 163-177.

Поступила в редакцию 12.05.2008

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

ВПЛИВ КУТА УСТАНОВКИ ЛОПАТОК ВХОДНОГО НАПРАВЛЯЮЧОГО АПАРАТУ НА ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Л.Г. Бойко, О.Л. Карпенко

Математична модель газотурбінного двигуна використовується для дослідження впливу зміни кута установки вхідного направляючого апарату на експлуатаційні характеристики турбовального газотурбінного двигуна. Для забезпечення необхідних запасів стійкої роботи компресора та двигуна в цілому в області знижених частот обертання розглянуто декілька варіантів зміни кута установки вхідного направляючого апарату. Представлені результати дослідження впливу повороту вхідного направляючого апарату компресора на інтегральні характеристики двигуна.

Ключові слова: математична модель, газотурбінний двигун, експлуатаційні характеристики, межа області стійкої роботи, вхідний направляючий апарат.

THE INFLUENCE OF INLET GUIDE VANES STAGGER ANGLE ON GAS TURBINE ENGINE PERFORMANCE CHARACTERISTICS

L.G. Boyko, E.L. Karpenko

A mathematical model of gas turbine engine for research of inlet guide vanes stagger angle change of influencing on turboshaft engine performance characteristics is used. For providing of the compressor and engine in whole necessary stall margins in low speed operation area some variants of inlet guide vanes stagger angle are considered. The results of research of compressor inlet guide vanes stagger angle change on engine integral characteristics are presented.

Key words: mathematical model, gas turbine engine, performance characteristics, surge line, inlet guide vanes.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Карпенко Елена Леонидовна – научн. сотр. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.438

В.Т. МАТВЕЕНКО, В.А. ОЧЕРЕТЯНЫЙ

Севастопольский национальный технический университет, Украина

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЦИКЛОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ, ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ПОДОГРЕВОМ ГАЗА И ТУРБИНОЙ ПЕРЕРАСШИРЕНИЯ

Проблема создания эффективной когенерационной установки на базе ГТД, обладающего высоким потенциалом энергии выхлопных газов, требует своего решения. В статье представлены результаты исследований характеристик циклов ГТД с промежуточным охлаждением (ПО) воздуха, промежуточным подогревом (ПП) газа и силовой турбиной перерасширения (СТП). Показано, что в ГТД с ПО, ПП и СТП охлаждение воздуха между компрессорами и подогрев газа между турбинами газогенератора увеличивает удельную мощность ГТД более, чем в 1,5 раза, а применение турбины перерасширения повышает эффективный КПД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, газогенератор, промежуточное охлаждение воздуха, промежуточный подогрев газа, турбина перерасширения.

Введение

Использование газотурбинных двигателей (ГТД) простого цикла и некоторых типов ГТД сложного цикла для создания установок когенерационного типа позволяет повысить эффективность энергетической установки, так как в этих двигателях выхлопные газы обладают достаточным запасом внутренней энергии, причем на высоком температурном уровне, которую есть возможность полезно использовать, превратив часть ее в механическую работу.

Эффективным способом утилизации теплоты выхлопных газов в ГТД является применение турбины перерасширения (ТП), которая совместно с дожимающим компрессором и охладителем газа образуют турбокомпрессорный утилизатор. Исследования [1] показали, что эффективный КПД ГТД с ТП выше, чем в двигателе простого цикла. Относительный рост КПД составляет 10...25 %. Установлено, что оптимальные параметры циклов ГТД с ТП имеют величины, близкие или совпадающие со значениями для цикла Брайтона, поэтому ГТД с ТП могут быть созданы на базе ГТД, выпускаемых промышленностью для авиации и кораблестроения. Если ГТД работает по усложненному циклу, то он должен обладать высокой удельной мощностью.

Поставленная задача может быть решена введением в тепловую схему ГТД авиационного или корабельного типа, имеющих обычно двухкаскадные компрессоры, промежуточного охлаждения воздуха между компрессорами, промежуточного подогрева газа между турбинами газогенератора, а также применением перерасширения газа в силовой турбине.

1. Метод решения задачи

На рис. 1 изображена схема ГТД с промежуточным охлаждением (ПО), промежуточным подогревом (ПП) газа в газогенераторе двигателя и силовой турбиной перерасширения (СТП). ПП газа производится во второй камере сгорания (КС2), установленной между турбиной высокого давления (ТВД) Т1 и турбиной среднего давления (ТСД) Т2, механически не связанных между собой. Перерасширение газа за силовой турбиной осуществляет дожимающий компрессор (ДК), перед которым газ охлаждается в охладителе газа (ОГ).

В координатах S-T (рис. 2) представлен цикл ГТД с ПО, ПП и СТП, где реальные процессы расширения газа в высокотемпературных турбинах, охлаждаемых цикловым воздухом, представлены эквивалентными процессами: 3см-4.1 – в турбине Т1; 3.2см-4.2 – в турбине Т2; 4.2см-5 – в СТП. Температура газа $T_{3.2}$ перед турбиной Т2 равна начальной температуре газа T_3 в двигателе.

В ГТД с ПО, ПП и СТП, также, как и в ГТД простого цикла, анализ экономичности циклов производился при изменении величины степени повышения давления в компрессоре π_k , начальной температуры газа T_3 , а также степени понижения давления в ТП при прочих равных фиксированных параметрах, влияющих на КПД цикла. Математическая модель для определения параметров циклов высокотемпературных ГТД с ПП газа между турбинами газогенератора [2] была дополнена введением ПО между компрессорами, с помощью которой определялось поле промежуточных значений и область оптимальных значений характеристик циклов.

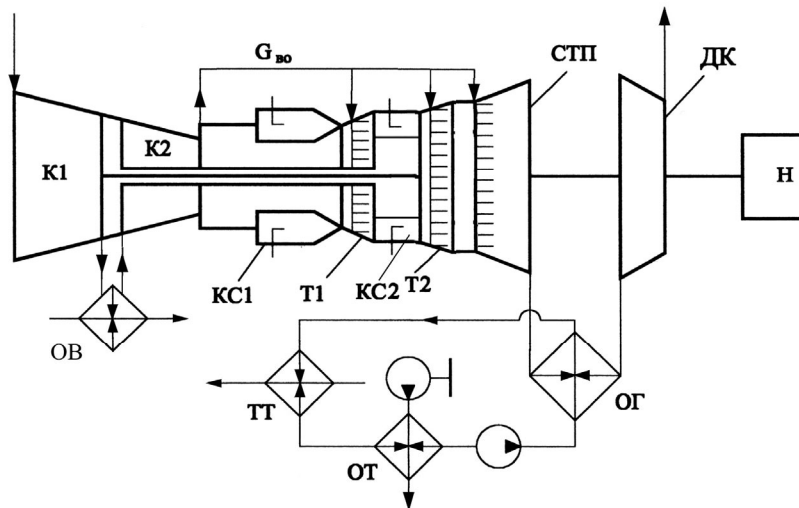


Рис. 1. Схема ГТД с промежуточным подогревом газа и силовой турбиной перерасширения:
 K1 и K2 – компрессоры;
 KC1 – основная камера сгорания;
 KC2 – камера сгорания промежуточного подогрева;
 T1 и T2 – турбины;
 СТП – силовая турбина перерасширения;
 ОВ – охладитель воздуха;
 ДК – дожимающий компрессор;
 ОГ – охладитель газа;
 Н – нагрузка

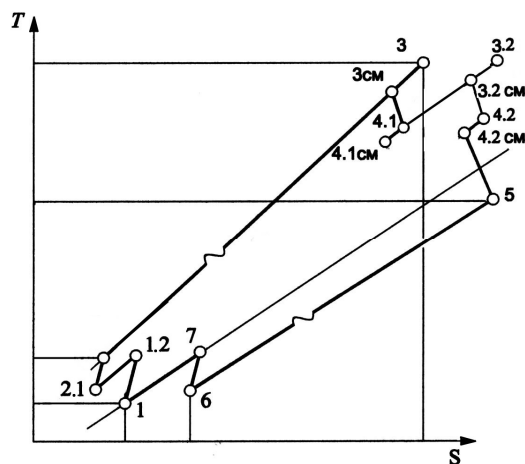


Рис. 2. Цикл ГТД с промежуточным подогревом газа в газогенераторе и силовой турбины перерасширения

2. Результаты исследований

На рис. 3 изображены характеристики циклов ГТД с ПО, ПП и СТП (2СН/ОП+ТП), для сравнения, а также ГТД простого цикла (П), цикла ГТД с ПО, ПП между турбинами газогенератора (2СН/ОП) в зависимости от степени повышения давления в компрессоре двигателя π_k .

Величины эффективного КПД η_e и удельной мощности $n_{уд}$ получены при значениях: $\bar{G}_{во} = 0,11...0,22$ – относительный расход воздуха на охлаждение деталей и узлов двигателя; $k_n = T_{3,2}/T_3$ – коэффициент степени подогрева газа между турбинами T1 и T2 в газогенераторе; $k_c = H_{K1}/H_K$ – относительная работа компрессора низкого давления K1.

Далее приняты условные обозначения: η – КПД турбомашин; π – степень повышения давления в компрессоре и расширения газа в турбине; T – температура. Индексы: к – компрессор; дк – дожимающий компрессор; е – эффективный; т – турбина.

Из приведенных на рис. 3 зависимостей видно, что введение ПО, ПП между турбинами T1 и T2 в га-

зогенераторе увеличивает удельную мощность двигателя по отношению к простому ГТД (П) на 20...25%, но эффективный КПД при $\pi_k = 5...30$ ниже, а в зоне оптимальных π_k для простого ГТД на 4% абсолютных.

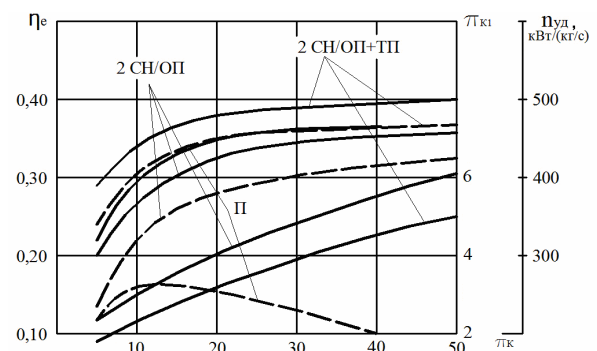


Рис. 3. Зависимости эффективного КПД η_e (сплошные линии) и удельной мощности $n_{уд}$ (пунктирные линии) от π_k при $T_3 = 1373$ К; $k_n = 1,0$; $\pi_{dk} = 2,25$ и $k_c = 0,43$

Применение в ГТД с ПО и ПП перерасширения газа за силовой турбиной существенно улучшает характеристики двигателя. По отношению к характеристикам ГТД простого цикла в ГТД с ПО и ПП и СТП удельная мощность $n_{уд}$ увеличивается в среднем в 1,4...1,5 раза, эффективный КПД во всем диапазоне изменения π_k относительно выше на 8...12%.

При начальной температуре газа $T_3 = 1373$ К и $\pi_{dk} = 2,25$ эффективный КПД ГТД с ПП и СТП в диапазоне π_k от 15 до 30 наиболее высокий и монотонно растет. Наибольшие значения удельной мощности $n_{уд}$ в ГТД с ПО, ПП и СТП наблюдаются в диапазоне π_k от 12 до 30. Определенное влияние на характеристики ГТД оказывает степень промежуточного подогрева газа k_n между турбинами T1 и T2. При $k_n = 1$ температура газа $T_{3,2}$ перед турбиной T2 равна начальной температуре газа T_3 в двигателе. В ГТД простого цикла k_n равен примерно 0,78...0,8. В ГТД с ПП по мере увеличения степени подогрева

газа эффективный КПД падает по отношению к простому ГТД в диапазоне π_k от 10 до 25 и при $k_n = 1$ уменьшается относительно на 10...15%, удельная мощность при этом увеличивается на 8...25%.

При ПО и ПП газа перед турбиной Т2 и применением ТП удельная мощность ГТД интенсивно растет и при $k_n = 1$ увеличивается на 45 %, чем в ГТД простого цикла, причем прирост удельной мощности в диапазоне $\pi_k=15...25$ практически относительно постоянный. Эффективный КПД ГТД с ПО, ПП и СТП по мере увеличения ПП газа монотонно уменьшается, но при всех значениях k_n и $\pi_{dk}=2,25...2,75$ выше, чем в ГТД простого цикла.

В целом, в ГТД с начальной температурой газа $T_3 = 1373$ К и $\pi_k = 22$ при ПП газа ($k_n=1,0$) перед турбиной Т2 эффективный КПД будет равен 39 %, мощность увеличится в 1,4 раза по сравнению с ГТД простого цикла.

Выводы

1. В высокотемпературном ГТД сложного цикла, традиционно включающего промежуточное охлаждение воздуха, промежуточный подогрев газа имеет более высокую удельную мощность, но эф-

фективный КПД ниже, чем в ГТД простого цикла.

2. Применение турбины перерасширения в ГТД сложного цикла увеличивает удельную мощность примерно в 1,5-1,8 раза с одновременным ростом эффективного КПД.

3. Оптимальная по КПД степень повышения давления в компрессоре π_k в ГТД с ПО, ПП и СТП составляет 20...25. В этом диапазоне π_k работают большинство высокотемпературных ГТД простого цикла, поэтому создание ГТД с ПО, ПП и СТП на базе многоваловых ГТД имеет реальную основу.

Литература

1. Матвеев В.Т. Определение характеристик циклов судовых газотурбинных двигателей с турбиной перерасширения / В.Т. Матвеев // Вестник СевГТУ: Сб. научн. тр. – Севастополь: СевГТУ, 1997. – Вып. 6. – С. 98-111.

2. Матвеев В.Т. Математическая модель для определения параметров циклов ГТД с промежуточным подогревом газа и силовой турбиной перерасширения / В.Т. Матвеев // Вестник СевНТУ: Сб. научн. тр. – Севастополь: СевНТУ, 2007. – Вып. 80. – С. 91-94.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. ЭМСС Н.Н. Салов, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЦИКЛІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ З ПРОМІЖНИМ ОХОЛОДЖЕННЯМ, ПРОМІЖНИМ ПІДІГРІВОМ ГАЗУ І ТУРБІНОЮ ПЕРЕРОЗШИРЕННЯ

В.Т. Матвієнко, В.А. Очеретяний

Проблема створення високо ефективної когенераційної установки на базі ГТД, що володіє високим потенціалом енергії вихлопних газів, вимагає свого рішення. У статті подано результати досліджень характеристик циклів ГТД з проміжним охолодженням (ПО) повітря і з проміжним підігрівом (ПП) газу і силовою турбіною перерозширення (СТП). Показано, що охолодження повітря між компресорами і підігрів газу між турбінами газогенератора збільшує питому потужність ГТД більш, ніж у 1,5 рази, а застосування турбіни перерозширення підвищує ефективний ККД.

Ключові слова: газотурбінні двигун, газогенератор, проміжне охолодження повітря, проміжне підігрів газу, турбіна перерозширення.

RESULTS OF RESEARCH OF THE CHARACTERISTICS OF CYCLES GAS TURBINE OF ENGINES WITH INTERMEDIATE COOLING OF AIR, WITH INTERMEDIATE BY ADDITIONAL HEATING OF GAS AND TURBINE OVEREXPANSION

V.T. Matveenko, V.A. Ocheretyaniy

The problem of creation is high effective cogenerative of installation on base of GTE, having in high potential of energy of exhaust gases, requires the decision. The results of research of the characteristics of cycles GTE with intermediate cooling of air, with intermediate by additional heating of gas and turbine overexpansion are submitted in article. Is shown, that the cooling of air and heating of gas between turbines gas generator increases specific capacity GTE more, than in 1,5 times, and the application of the turbine overexpansion raises effective EFFICIENCY.

Key words: gas turbine of engines, gas generator, intermediate cooling of air, intermediate by additional heating of gas, turbine overexpansion.

Матвеев Валерий Тимофеевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь.

Очеретяний Владимир Анатольевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь.

УДК 539.3

Ю.С. ВОРОБЬЕВ, М.В. ЧЕРНОБРЫВКО

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины

ДИНАМИЧЕСКОЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ
ЛОПАТКИ ПРИ УДАРЕ ПО ВХОДНОЙ КРОМКЕ

Изложена методика определения напряженно-деформированного состояния (НДС) в локальной зоне входной кромки лопатки компрессора в результате воздействия ударно-импульсной нагрузки. Математическая модель задачи учитывает динамическое упрочнение материала в процессе скоростного деформирования и развитие зоны пластических деформаций во времени. Численные исследования проводятся на основе адаптивных конечно-разностных методов. Сопоставление расчетных данных НДС лопатки с динамическим пределом текучести дает возможность прогнозирования степени повреждений.

Ключевые слова: ударно-импульсная нагрузка, входная кромка лопатки, скоростное деформирование, динамическое упрочнение материала.

Введение

Ряд предыдущих исследований [1 – 5] посвящены изучению воздействия на лопатку и элементы корпуса ГТД локального удара материальным телом в произвольную центральную зону. Показана локализация напряженно-деформированного состояния в зоне ударного воздействия. Изложена методика определения степени повреждения лопатки.

Проведены экспериментальные исследования, подтверждающие результаты теоретического анализа воздействия локальной ударной нагрузки на элементы конструкций [6 – 7].

Теоретико-экспериментальные исследования [8] показывают, что динамические напряжения при локальном ударе даже телом малой массы могут превышать динамический предел текучести материала, а иногда и динамический предел прочности. Как результат – повреждения, влияющие на дальнейшую безаварийную эксплуатацию лопаток.

Однако следует заметить, что вопрос влияния ударно-импульсной нагрузки на входную кромку лопатки компрессора остается открытым, поэтому целесообразно более детальное исследование динамического напряженно-деформированного состояния в зоне удара с учетом динамических свойств материала.

1. Постановка задачи

Рассматривается фрагмент лопатки вблизи входной кромки, представляющий собой трехмерную зону, размеры которой значительно превышают размеры тела, совершающего локальный контактный удар по поверхности лопатки с силой $P(t)$ (рис. 1).

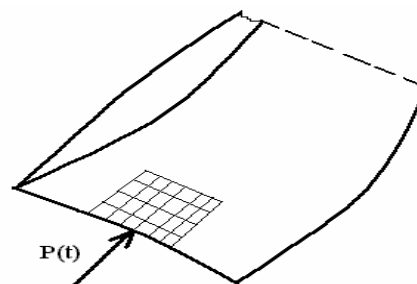


Рис. 1. Фрагмент исследуемой зоны кромки

В областях упругих и пластических деформаций динамическое напряженно-деформированное состояние рассматривается как и в предыдущих работах [1 – 2] на основе деформационной теории пластичности.

2. Метод решения

Задача решается с применением адаптивных конечных разностей [9] по пространственным и временной координатам. Каждая пространственная координата связывается со временем следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial x} &\approx \frac{\lambda}{\Delta x} \left[u(x + \Delta x, y, z, t + \Delta t) - u(x, y, z, t + \Delta t) \right] + \\ &+ \frac{1 - \lambda}{\Delta x} \left[u(x + \Delta x, y, z, t) - u(x, y, z, t) \right]; \\ \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} &\approx \frac{\lambda}{(\Delta x)^2} \left[u(x + \Delta x, y, z, t + \Delta t) - 2u(x, y, z, t + \Delta t) + \right. \\ &\left. + u(x - \Delta x, y, z, t + \Delta t) \right] + \\ &+ \frac{1 - \lambda}{(\Delta x)^2} \left[u(x + \Delta x, y, z, t) - 2u(x, y, z, t) + \right. \\ &\left. + u(x - \Delta x, y, z, t) \right], \end{aligned} \quad (1)$$

где λ – весовой множитель.

Это дает возможность построить конечно-разностную сетку с различными шагами по пространственным координатам и по времени Δt , что отражает различные градиенты перемещений по различным координатам. Оптимальный выбор шагов сетки по временной и пространственным координатам позволяет добиться устойчивости конечно-разностной схемы.

При решении задач динамического напряженно-деформированного состояния с высокими градиентами в ограниченной области целесообразно использовать переменные неравномерные разностные сетки, адаптированные к динамике изменения искомой функции. Выбор достаточно малого шага позволяет провести пошаговую кусочную линеаризацию существенно нелинейной задачи, не внося недопустимых погрешностей. На каждом шаге вычисляются интенсивности напряжений, и проводится контроль их величины. Если превышает динамический предел текучести $\sigma_i \geq \sigma_{s \text{ din}}$, того происходит переход от упругой стадии деформирования к пластической.

При развитии деформации в пластической стадии необходима также проверка возможности появления трещин и разрушений. Для этого используют критерии прочности.

Вычисления оказываются достаточно громоздкими, но при данном подходе они проводятся в ограниченной области по пространственным и временным координатам. Время процесса деформирования измеряется микросекундами.

В сущности, трехмерная область, в которой развиваются напряжения высокой интенсивности, рассматривается как многослойная неоднородная структура, в которой свойства материалов изменяются в пространстве и во времени. Это позволяет адекватно моделировать сложный процесс скоростного упругопластического деформирования.

3. Результаты численного анализа

Исследовалось напряженно-деформированное состояние локальной трехмерной области лопатки компрессора из титанового сплава с параметрами материала: $E = 1,3 \cdot 10^{11}$ Па, $E_1 = 10,07 \cdot 10^8$ Па, $\sigma_s = 4,9 \cdot 10^8$ Па, $\sigma_s = 6,9 \cdot 10^8$ Па, $D = 4,45 \cdot 10^3$ с⁻¹, $n = 4,84$, $m = 1$. Воздействие частицы на лопатку рассматривалось при скорости соударения 150 м/с (рис. 2) и 200 м/с (рис. 3), максимальная амплитуда нагрузки 48 МПа и 63 МПа соответственно, коэффициентом затухания импульса 10^6 с⁻¹.

Длительность импульса соответствовала величине 10^{-5} с⁻¹.

Анализ рис. 2 и 3, на которых приводятся результаты расчетов интенсивности напряжений в ограниченной зоне удара для граничного слоя входной кромки лопатки компрессора, позволяет сделать вывод о НДС. Очевиден рост исследуемой величины в зависимости от скорости соударения с частицей. Сопоставление результатов вычислений позволяет прогнозировать повреждения или трещины.

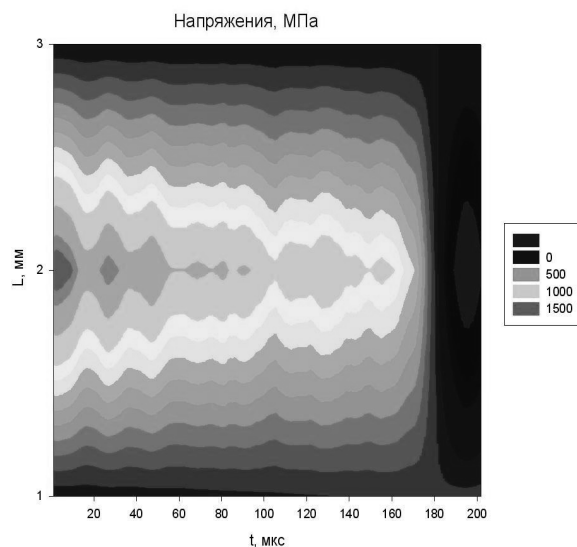


Рис. 2. Интенсивность напряжений в зоне удара при $P = 48$ МПа

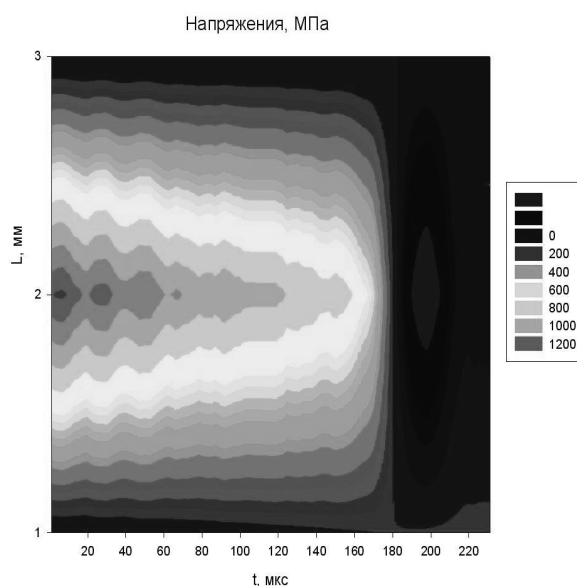


Рис. 3. Интенсивность напряжений в зоне удара при $P = 63$ МПа.

Заключение

Представленная методика определения НДС позволяет сделать вывод об уровне динамической напряженности в зоне удара по входной кромке лопатки компрессора и разработать практические рекомендации.

Литература

1. Воробьев Ю.С. Динамика лопатки компрессора при локальном импульсном воздействии / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко // *Авиационно-космическая техника и технология* – 2007. – № 10(46). – С. 59-61.
2. Воробьев Ю.С. Воздействие локальных ударных нагрузок на лопатки турбомашин / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, Р. Жондовски // *Проблемы машиностроения*. – 2007. – Т. 10, № 5. – С. 27-31.
3. Воробьев Ю.С. Роль импульсных нагрузок для ГТД / Ю.С. Воробьев, А.В. Колодяжный, М.В. Чернобрышко, Л. Крушка // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: ХАИ, 2002. – Вип. 34. – С. 136-140.
4. Воробьев Ю.С. Воздействие импульсных нагрузок на оболочечные элементы ГТД / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, Л. Крушка // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – № 40/5. – С. 64-67.
5. Воробьев Ю.С. Локальное импульсное воздействие на оболочечные элементы конструкций / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, Л. Крушка // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 9(25). – С. 181-184.
6. Воробьев Ю.С. Нелинейное деформирование конструкций при локальном нагружении / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, А.В. Ярыжко // *Механіка та машинобудування*. – 2007. – № 1. – С. 89-95.
7. Воробьев Ю.С. Проблемы анализа скоростного деформирования элементов конструкций при импульсном нагружении / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, А.В. Ярыжко, Д.И. Степанченко, Н.Ю. Евченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11(47). – С. 35-43.
8. Чернобрышко М.В. Нелинейные деформационные процессы при высокоскоростных испытаниях материалов // *Вестник ХНАДУ*. – Х.: ХНАДУ, 2007. – Вып. 38. – С. 140-142.
9. Лук'яненко С.О. Адаптивні обчислювальні методи моделювання об'єктів з розподіленими параметрами. – К.: Політехніка, 2004. – 234 с.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ДИНАМІЧНИЙ НДС ЛОПАТКИ ПРИ УДАРІ ПО ВХІДНІЙ КРОМЦІ

Ю.С. Воробйов, М.В. Чернобрышко

Викладено методику визначення напружено-деформованого стану (НДС) у локальній зоні вхідної кромки лопатки компресора в результаті впливу ударно-імпульсного навантаження. Математична модель задачі враховує динамічне зміцнення матеріалу в процесі швидкісного деформування й розвиток зони пластичних деформацій у часі. Чисельні дослідження проводяться на основі адаптивних кінцево-різницевого методів. Зіставлення розрахункових даних НДС лопатки з динамічною границею текучості дає можливість прогнозування ступеня uszkodжень.

Ключові слова: ударно-імпульсне навантаження, вхідна кромка лопатки, швидкісне деформування, динамічне зміцнення матеріалу.

DYNAMIC TDC BLADE AT IMPACT ON AN ENTRANCE EDGE

Yu.S. Vorobyov, M.V. Chernobryvko

The technique of definition tensely-deformed conditions (TDC) in a local zone of an entrance edge blade the compressor is stated as a result of influence of impact-pulse loading. The mathematical model of a problem takes into account dynamic hardening a material during high-speed deformation and development of a zone of plastic deformations in time. Numerical researches are carried out on the basis of adaptive finite-difference methods. Comparison of settlement given TDC blade with a dynamic limit of fluidity enables forecasting of a degree of damages.

Key words: impact-pulse loading, entrance edge blade, high-speed deformation, dynamic hardening of a material.

Воробьев Юрий Сергеевич – д-р техн. наук, проф., зав. отделом, ИПМаш им. А.Н.Подгорного НАНУ, Харьков, Украина, e-mail: vorobiev@ipmach.kharkov.ua.

Чернобрышко Марина Викторовна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАНУ, Харьков, Украина, e-mail: Chernobryvko@ipmach.kharkov.ua.

УДК 621.438:621.515

В.А. ШКАБУРА

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАБОТЫ ТУРБОКОМПРЕССОРА С ОБЩИМ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В рамках развития двигателей и энергетических установок рассмотрены вопросы совершенствования газотурбинных двигателей, в особенности малоразмерных ГТД, путём использования в них турбокомпрессоров с общим рабочим колесом (ТКО). Приведена схема ГТД с ТКО, которая позволяет увеличить температуру газа перед турбиной и степень повышения давления в компрессоре ГТД, что при обеспечении высокого уровня их эффективности приведёт к росту удельной мощности двигателя и снижению удельного расхода топлива. Однако ТКО пока что недостаточно изучены и в данной статье выясняются особенности работы и сложности, которые возникают на пути их успешного применения в ГТД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, турбокомпрессор с общим рабочим колесом, схема двигателя, температура газа перед турбиной, степень повышения давления в компрессоре.

Введение

Известно, что основными направлениями развития газотурбинных двигателей является повышение параметров их цикла работы и эффективности происходящих в них процессов [1, 2]. Однако традиционные подходы во многом себя уже исчерпали, и поэтому серьёзные сдвиги в этом направлении возможны лишь при использовании новых подходов, технических решений и технологий. Особенно актуально это для двигателей с высокой суммарной степенью повышения давления или небольшой тяги (мощности), где использование только осевых компрессоров в газогенераторе вследствие слишком малых размеров лопаток последних ступеней становится затруднительным и появляется необходимость применения замыкающей центробежной или другого типа ступени вместо нескольких осевых [1, 2].

Одним из способов решения данной задачи является применение в газотурбинном двигателе турбокомпрессоров с общим рабочим колесом (ТКО) [3, 4]. Кстати, одно рабочее колесо (РК) вместо двух РК – обычных компрессора и турбины, позволяет уменьшить потери дискового трения, концевые потери, влияние радиального зазора между лопатками РК и корпусом, габаритные размеры и массу ГТД.

1. Формулирование проблемы

Для расширения возможностей и повышения эффективности работы ГТД необходимо совершенствовать основные их элементы и выполнять всесторонний анализ проводимых решений. Поэтому следует совершенствовать математические модели процессов, происходящих в двигателях.

Для малоразмерных ГТД (МГТД) пятого поколения перспективные технические решения базируются на применении [2]:

двухступенчатого центробежного компрессора с высокой степенью повышения давления;

одноступенчатой охлаждаемой высокоперепадной турбины компрессора;

двухступенчатой свободной (силовой) турбины.

Проблема совершенствования малоразмерных двигателей настолько специфична, что во многих случаях прямое использование технологий, реализуемых в полноразмерных двигателях, оказывается более сложной задачей. Например, использование турбин со сложной схемой охлаждения (конвективно-плёночной) рабочих лопаток в газотурбинных двигателях небольшой мощности в условиях запылённого воздуха неприемлемо. Поэтому для МГТД применяют турбины, имеющие упрощённую схему охлаждения со сравнительно низкой температурой газа перед турбиной. Это приводит к невысокой эффективности цикла работы двигателя. Использование ТКО в составе ГТД позволяет благодаря особенностям его работы повысить температуру газа перед турбиной на 250...300°, существенно упростить конструкцию двигателя [3]. Однако он недостаточно изучен, поэтому необходимо выяснить, как влияют на работу ТКО и на работу ГТД в целом теплообмен между турбинной и компрессорной частями, перетекание газа из одной части в другую и периодичность работы РК ТКО.

2. Решение проблемы

Проведённые ранее исследования показали [3 – 5], что ТКО наиболее вероятно будет использоваться в малоразмерных ГТД или двигателях с вы-

сокой степенью повышения давления или там, где необходимо иметь простую конструкцию.

Для определения эффективности применения ТКО в составе ГТД в качестве исходного варианта выбран малоразмерный газотурбинный двигатель АИ-450. Компрессор двигателя – центробежный, высоконапорный, одноступенчатый. Турбина – осевая, реактивная, двухступенчатая, состоит из статора и ротора турбины компрессора, корпуса опор и ротора свободной турбины. Основные параметры двигателя имеют следующие значения:

$$\pi_k = 7,63; \eta_k = 0,78; T_T = 1350 \text{ К}; \eta_{TK} = 0,82;$$

$$N_e = 465 \text{ л.с.}; c_e = 0,277 \text{ кг/(л.с.}\cdot\text{ч)}.$$

В результате исследований компрессора выяснилось, что он довольно перегружен, и поэтому для достижения $\pi_k^* = 9...12$ с его КПД $\eta_k^* = 0,78...0,8\%$ необходимо применять двухступенчатый центробежный компрессор, а для обеспечения работы ГТД при температуре $T_T^* = 1500...1600 \text{ К}$ целесообразно с центробежной ступенью использовать ТКО. Дальнейшие исследования показали, что турбинная часть ТКО может эффективно работать при довольно больших перепадах давления $\pi_T = 3...3,5$. Поэтому для привода компрессора с $\pi_k^* = 9...12$ достаточно одной турбинной части ТКО. На рис. 1 показана схема размещения ТКО в газотурбинном двигателе.

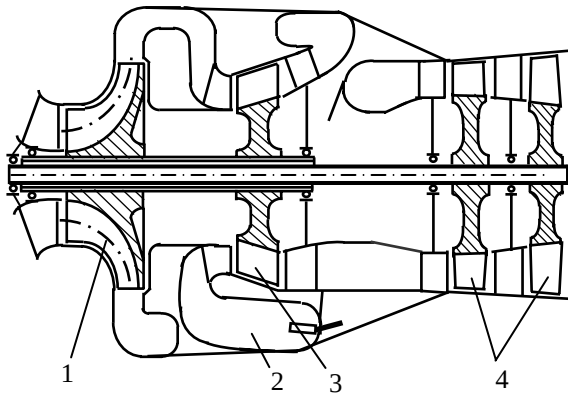


Рис. 1. Схема газотурбинного двигателя с ТКО:

- 1 – компрессор; 2 – камера сгорания;
3 – ТКО; 4 – силовая турбина

Модернизация двигателя АИ-450 с помощью ТКО позволила разгрузить центробежный компрессор и увеличить его КПД: $\pi_{k1} = 5,44$; $\eta_{k1} = 0,825$.

В результате газодинамического расчёта ТКО в составе двигателя получены следующие параметры:

$$\text{в компрессорной части: } \pi_{k2} = 2,21; \eta_{k2} = 0,807;$$

$$\text{в турбинной части: } \pi_{T1} = 3,35; \eta_{T1} = 0,825,$$

таким образом, достигнуто: $\pi_k^* = 12$; $\eta_k^* = 0,792$.

Вследствие периодичности работы лопаток РК ТКО увеличена температура газа перед турбиной:

$$T_T = 1600 \text{ К}; \eta_{TC} = 0,88; \pi_{TC} = 3,2.$$

$$\text{В итоге: } N_e = 560 \text{ кВт}; c_e = 0,242 \text{ кг/(л.с.}\cdot\text{ч)}.$$

Чтобы установить работоспособность лопаток РК ТКО без охлаждения, необходимо определить их среднюю температуру $\bar{T}_L$. Если в обычных турбомашинах подвод и отвод газа выполняется по всей окружности рабочего колеса, то в турбокомпрессоре с общим рабочим колесом подвод активного газа в турбину и пассивного газа в компрессор осуществляется на определённом участке согласно формуле

$$\theta_k + \theta_T + 2\theta_{\text{пер}} = 360^\circ, \quad (1)$$

где θ_k, θ_T – угловая протяжённость компрессорной и турбинной частей; $\theta_{\text{пер}}$ – угловая протяжённость перемычки (разделителя).

Продолжительность одного оборота лопатки

$$\tau = \frac{60}{n} = \tau_k + \tau_T + 2\tau_{\text{пер}}, \quad (2)$$

где n – частота вращения рабочего колеса, мин^{-1} . Упростим задачу, приняв $\tau_{\text{пер}} = 0$. Тогда время, за которое происходит нагрев, и охлаждение лопаток РК назовём полным циклом или периодом их работы:

$$\tau = \tau_k + \tau_T.$$

При установившемся режиме работы ТКО количество теплоты, которое лопатки получают от газа в турбинной части, равно количеству теплоты, которую лопатки отдают воздуху в компрессорной части

$$\alpha_T F_T (T_{wT}^* - \bar{T}_L) \tau_T = \alpha_K F_K (\bar{T}_L - T_{wK}^*) \tau_K, \quad (3)$$

где α_K, α_T – коэффициенты теплоотдачи; τ_K, τ_T – время работы лопаток в компрессорной и турбинной частях ТКО; T_{wT}^*, T_{wK}^* – температуры торможения газа и воздуха в относительном движении РК [1].

Так как площади поверхностей теплообмена практически равны по величине $F_T \cong F_K$, то данное соотношение упростим и получим формулу, позволяющую найти среднюю температуру лопаток РК

$$\bar{T}_L = (\alpha_T \tau_T T_{wT}^* + \alpha_K \tau_K T_{wK}^*) / (\alpha_T \tau_T + \alpha_K \tau_K). \quad (4)$$

В нашем случае $\tau_K = \tau_T$, поэтому средняя температура лопаток в основном зависит от соотношения коэффициентов теплоотдачи α :

$$\bar{T}_L = (T_{wT}^* + \alpha_K / \alpha_T T_{wK}^*) / (1 + \alpha_K / \alpha_T). \quad (5)$$

Чтобы установить температуру лопаток $\bar{T}_L$, необходимо определить коэффициенты теплоотдачи в компрессорном и турбинном режимах их работы.

Но вначале определим соотношение чисел Нуссельта. Для развитого турбулентного течения за основу примем формулу $Nu = C \cdot Re^{0,8} Pr^{0,37}$. Так как числа Прандтля для воздуха и газа отличаются незначительно друг от друга: $Pr_B = 0,7$; $Pr_T = 0,68$, а характерные размеры лопаток РК в компрессорной и в турбинной частях практически равны ($L_K \cong L_T$), то соотношение чисел Нуссельта фактически зависит от значений числа Рейнольдса

$$\alpha_K/\alpha_T = \overline{Nu}_K/\overline{Nu}_T \cdot \lambda_B/\lambda_T = 1,852 \cdot 4,3/8,5 = 0,94.$$

Как видим, значения коэффициентов теплоотдачи в компрессорной и турбинной частях близки по величине, поэтому средние температуры лопаток $\bar{T}_L$ и потоков будут отличаться незначительно. После подстановки в формулу (4) значений температур в РК $T_{wT}^* = 1325$ К, $T_{wK}^* = 550$ К определим среднюю температуру лопаток $\bar{T}_L = 950$ К.

Средний по обводу профиля лопаток РК коэффициент теплоотдачи определён по формуле [8]

$$\alpha_T = 0,206 \cdot Re^{0,66} S_r^{-0,68} = 1985 \frac{Вт}{м^2 К},$$

где S_r – коэффициент, учитывающий влияние геометрических параметров решётки.

Тепловую мощность, которую лопатки РК получают от газа в турбинной части ТКО, определим по формуле

$$\dot{Q}_T = \alpha_T F_T (T_{wT}^* - \bar{T}_L) = 9655 \text{ Вт},$$

где $F_T = 0,0128 \text{ м}^2$ – суммарная площадь поверхностей лопаток РК в турбинной части.

Теплота, полученная лопатками РК в турбинной части от горячего газа, переходит к воздуху от лопаток в компрессорной части. Определим подогрев воздуха от лопаток РК

$$\Delta T_B = \frac{\dot{Q}_T}{c_p G_B} = \frac{9655}{1020 \cdot 1,684} = 5,62 \text{ К},$$

где c_p – теплоёмкость воздуха; G_B – массовый расход воздуха в компрессоре.

Нагрев воздуха от лопаток РК в ТКО равен $5,6^\circ$, в результате чего на 1% снизятся эффективный КПД двигателя и эффективная мощность, однако отпадает необходимость в отборе воздуха от компрессора для охлаждения лопаток РК турбины компрессора.

Определим количество теплоты, которую лопатки РК получают от газа в турбинной части ТКО

$$Q_{\text{лоп}} = \alpha_T F_T (T_{wT}^* - \bar{T}_L) = \dot{Q}_T \tau_T = 5,17 \text{ Дж}.$$

Найдём, на сколько градусов нагреваются лопатки РК в турбинной части

$$\Delta T_L = \frac{Q_{\text{лоп}}}{m_L c_{п}} = \frac{5,17}{0,115 \cdot 502} = 0,094 \text{ К},$$

где m_L – общая масса лопаток в турбинной части.

Из расчётов видно, что лопатки РК за столь короткое время ($\tau_T = 5,36 \cdot 10^{-4} \text{ с}$) не успевают существенно нагреться в турбинной части.

Из газодинамического расчёта проточных частей ТКО известно, что на установившемся режиме работы двигателя давление в компрессорной части ТКО выше, чем в турбинной части. Поэтому воздух естественно будет перетекать из компрессорной части в турбинную. Расход газа, который перетекает

через зазоры между корпусом разделителя и рабочим колесом, может быть определен по формуле [7]:

$$G_{\text{пер}} \approx \alpha_{\text{уп}} F_S \sqrt{2\rho_K (p_K - p_T)}, \quad (6)$$

где $\alpha_{\text{уп}}$ – коэффициент, учитывающий конструкцию уплотнения разделителя; F_S – площадь меридионального сечения осевых и радиальных зазоров; ρ_K – среднее давление и плотность газа в компрессорной части; p_T – давление в турбинной части.

В исследуемом варианте ТКО перетекание, которое происходит через зазоры между корпусом разделителя и рабочим колесом из компрессорной части в турбинную, составляет около 1% от общей массы воздуха, проходящего через компрессорную часть ТКО. В результате примерно на 1% снижаются эффективный КПД двигателя и эффективная мощность ГТД. На рис. 2 показаны зависимости удельных параметров исходного двигателя и двигателя, имеющего турбокомпрессор с общим рабочим колесом.

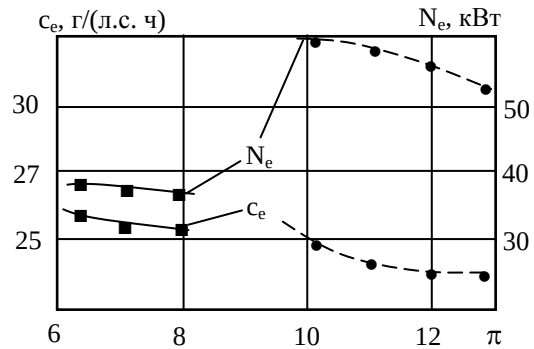


Рис. 2. Сравнение удельных параметров двигателей: ■ – серийный; ● – модернизированный новым ТКО

Расчёт турбокомпрессора с общим рабочим колесом намного сложнее расчёта обычных турбомашин, так как процесс работы рабочего колеса носит динамичный характер, т.е. рабочее колесо работает периодически в компрессорном и турбинном режимах. Влияние геометрических и режимных параметров турбокомпрессора на коэффициент мощности μ можно учесть с помощью коэффициента нестационарности [5]:

$$K_\tau = f \left(L_{p,K} / D_{cp}, w / u, \tau_{K(T)} / \tau \right), \quad (7)$$

где $L_{p,K} / D_{cp}$ – отношение длины проточной части рабочего канала к её среднему диаметру [5, 6]; w / u – отношение скорости газа в относительном движении к окружной скорости лопаток колеса; $\tau_{K(T)} / \tau$ – относительное время работы лопаток РК в компрессорном (турбинном) режимах.

Заключение

Проведенные исследования показали, что ТКО благодаря особенностям его работы и устройства

позволяет существенно повысить эффективность работы газотурбинных двигателей, особенно малоразмерных ГТД. И хотя КПД в отдельности полно-размерной турбинной и компрессорной ступеней выше, чем турбинной и компрессорной частей ТКО, его использование в составе двигателя в качестве последней ступени компрессора и первой ступени турбины позволяет повысить температуру газа перед турбиной более чем на 300° и тем самым увеличить удельную мощность и уменьшить удельный расход топлива ГТД.

Исследования показали, что турбинная часть ТКО может эффективно работать при довольно больших перепадах давления $\pi_T = 3...3,5$. Поэтому для привода компрессора с $\pi_K^* = 9...12$ достаточно одной турбинной части ТКО. Нагрев воздуха в компрессорной части от лопаток РК в ТКО равен $5,6^{\circ}$, в результате чего на 1% снизятся эффективный КПД двигателя и эффективная мощность, однако отпадает необходимость в отборе воздуха после компрессора для охлаждения лопаток РК турбины. Так как частота вращения РК ТКО довольно высокая, поэтому за время работы лопаток в турбинной части они не успевают существенно нагреться.

В исследуемом варианте ТКО перетекание, которое происходит через зазоры между корпусом разделителя и рабочим колесом из компрессорной части в турбинную, составляет около 1% от общей массы воздуха, проходящего через компрессорную часть ТКО. В результате этого примерно на 1% снижаются эффективный КПД газотурбинного двигателя и его эффективная мощность.

Литература

1. Холцевников К.В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин / К.В. Холцевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
2. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Кн. 3. Основные проблемы / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.
3. Шкабура В.А. Исследование вариантов применения турбокомпрессора нового типа в газотурбинных двигателях на общих опорах качения / В.А. Шкабура, С.И. Пиеничных // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 8/44. – С. 103-106.
4. Шкабура В.А. Результаты исследований схем движения газовых потоков в турбокомпрессоре с общим рабочим колесом применительно к газотурбинному двигателю / В.А. Шкабура // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8/24. – С.143-145.
5. Шкабура В.А. Исследование возможности применения турбокомпрессора с общим рабочим колесом в газотурбинных двигателях / В.А. Шкабура // Двигатели внутреннего сгорания. – 2004. – № 2. – С.39-41.
6. Заявка 20041209850 України, МКІ⁷. F 02 K3/00. Газотурбінний двигун та спосіб його роботи / Шкабура В.А. (Україна) Заявл. 01.12.2004.
7. Вириубский И.М. Вихревые компрессоры / И.М. Вириубский, Ф.С. Ректин, А.Я. Шквар. – Л.: Машиностроение, 1988. – 271 с.
8. Стационарные газотурбинные установки. – Л.: Машиностроение, 1989. – 543 с.

Поступила в редакцию 23.05.2008

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ РОБОТИ ТУРБОКОМПРЕСОРА ІЗ СПІЛЬНИМ РОБОЧИМ КОЛЕСОМ У ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНАХ

В.А. Шкабура

У рамках розвитку двигунів та енергетичних установок розглянуто питання удосконалення ГТД, в особливості малорозмірних ГТД, шляхом використання в них турбокомпресорів із спільним робочим колесом (ТКС). Розглянуто схему ГТД із ТКС, яка дозволяє підвищити температуру газу перед турбіною та ступінь підвищення тиску в компресорі, що при забезпеченні високого рівня їх ефективності приведе до підвищення питомої потужності й зниження витрат палива. Але ТКС поки що недостатньо досліджені, тому в цій роботі вивчаються особливості роботи та складності, які виникають на шляху їх успішного використання у ГТД.

Ключові слова: газотурбінний двигун, температура газу перед турбіною, ступінь підвищення тиску в компресорі.

ANALYSIS OF ESPECIALLY WORK OF TURBO-COMPRESSOR WITH GENERAL IMPELLER FOR GAS TURBINE ENGINES

V.A. Shkabura

The problem has been concerned of general impeller turbo-compressor usage as a part of gas turbine engines, especially small ones. Consideration scheme of gas turbine engines with of general impeller turbo-compressor, for rise gas turbine temperature and pressure ratio increase with aim of specific power elevation and specific fuel consumption reduction. Turbo-compressor with general impeller in the present not enough investigation. Given work elucidate especially function and complications of general impeller turbo-compressor, which beginnings by theirs successful application of gas turbine engines.

Key words: gas turbine engines, gas turbine temperature, compressor pressure rise, engine scheme.

Шкабура Владимир Анатольевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shkabura_v_a@mail.ru.

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК, Е.И. КИРИЛАШ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ВЛИЯНИЕ ВХОДНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ОТРЫВНОГО ДИФFUЗОРА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД. 1. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ЕЕ ВЕРИФИКАЦИЯ**

Рассматривается вопрос качественной и количественной оценки влияния входной неравномерности потока на гидравлическое сопротивление отрывных диффузоров камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей, необходимой для обоснования требований к адекватной численной модели течения и ее граничным условиям, обеспечивающим необходимую точность расчета данного параметра. Для численного моделирования отрывного течения применяются осредненные по Рейнольдсу стационарные уравнения Навье-Стокса несжимаемой жидкости. Для замыкания этих уравнений использована модель турбулентности Лаундера-Сполдинга. Выполнена верификация предложенной модели на задаче о течении воздуха в круглой трубе с внезапным расширением поперечного сечения, обладающей физической общностью с отрывным диффузором камеры сгорания, при равномерном и треугольном профилях скорости на входе. Численные расчеты проведены в двумерной и трехмерной постановках. Получено хорошее соответствие результатов численных расчетов с результатами расчетов гидравлического сопротивления по инженерным формулам, обобщающим экспериментальные данные.

Ключевые слова: камера сгорания, диффузор, гидравлическое сопротивление, моделирование, неравномерность.

Введение

Чтобы обеспечить устойчивое горение топлива и приемлемую величину падения полного давления, обусловленного расширением газа при подводе к нему теплоты (так называемого «теплового сопротивления»), скорость воздушного потока в камерах сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) уменьшают с помощью входных диффузоров.

Существующая тенденция к росту параметров термодинамического цикла ГТД ужесточает требования к гидравлическому совершенству диффузоров. Для авиационных ГТД важны минимальная масса и габариты узлов. Поэтому в них, как правило, используют короткие диффузоры со стабилизированным отрывом потока и внезапным расширением. Короткие отрывные диффузоры обладают значительным гидравлическим сопротивлением, достигающим половины гидравлического сопротивления всей камеры [1].

Сложность формы, распределенный отвод воздуха в отверстия жаровой трубы, загромождение проточной части корпусами форсунок, обтекателями и т.п. не позволяют аналитически рассчитать гидравлическое сопротивление отрывных диффузоров КС ГТД. В настоящее время, в связи с развитием методов вычислительной аэрогидродинамики (CFD – Computational Fluid Dynamics), появилась возможность численного решения подобных задач. Обеспе-

чение точности таких расчетов – актуальная научная задача, имеющая большое практическое значение.

1. Формулирование проблемы

Еще в ранних исследованиях было обнаружено существенное влияние условий течения в компрессоре на последующее его развитие в диффузоре также, как и влияние аэродинамических возмущений в диффузоре на работу компрессора [2]. Это обусловлено тем, что в дозвуковом потоке информация распространяется как вниз, так и вверх по течению. Поэтому наиболее корректным было бы включение компрессора и КС в состав единой расчетной области. Однако расчет в такой постановке требует очень больших вычислительных затрат. Это вынуждает разработчиков ГТД ограничиваться узловыми расчетами [3, 4] или предпринимать попытки их интеграции на основе упрощающих допущений (например, пренебрежения распространением возмущений вверх по течению [5]).

В известных работах [6 – 9], посвященных аэродинамике отрывных диффузоров КС ГТД, вопросы влияния входной неравномерности потока на их гидравлическое сопротивление целенаправленно не исследовались.

В работе [7] сообщается об экспериментально установленном факте определяющего влияния профиля скорости на входе в отрывной диффузор на

потери полного давления в нем, но количественных данных не приведено.

Различие между экспериментальными данными и результатами численных расчетов гидравлического сопротивления отрывных диффузоров КС ГТД, выполненных различными авторами, колеблется в широких пределах: от нескольких [3] до десятков процентов [4]. При этом распределение параметров потока на входе в КС, принимавшееся в расчетах и имевшее место в экспериментах, не сообщается.

Цель цикла расчетных исследований, открываемых настоящей работой, состоит в качественной и количественной оценке влияния входной неравномерности потока на гидравлическое сопротивление отрывного диффузора КС авиационного ГТД для обоснования требований к адекватной численной модели течения и ее граничным условиям, обеспечивающим необходимую точность расчета данного параметра.

2. Решение проблемы

Современные методы расчета трехмерных вязких течений позволяют достаточно надежно предсказать как общую структуру, так и интегральные характеристики потока в каналах произвольной формы, в частности, коэффициент гидравлического сопротивления на интересующем участке. Эти методы основаны на численном интегрировании системы дифференциальных уравнений с частными производными (ДУЧП), описывающих законы сохранения массы и количества движения, дополненной моделями турбулентного обмена.

2.1. Математическая модель

Для практического применения наиболее эффективными считаются модели на основе стационарных уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS – Reynolds Averaged Navie-Stocks).

Процедура осреднения по Рейнольдсу предусматривает представление скорости турбулентного потока в виде суммы средней по времени и пульсационной составляющих.

Поскольку в диффузорах КС ГТД локальные числа Маха невелики ($M < 0,3$), течение можно полагать несжимаемым. Действием силы тяжести и объемной вязкостью пренебрегаем.

При сделанных допущениях уравнения неразрывности и количества движения принимают вид:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0; \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial (u_j u_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \mu_t \right) \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \right] - \frac{\partial p}{\partial x_i}, \quad (2)$$

где ρ – плотность; u_i – декартовы составляющие вектора средней скорости; x_j, x_i – декартовы координаты; μ – динамическая вязкость; μ_t – турбулентная вязкость; p – статическое давление.

2.2. Модель турбулентности

Уравнения (1) – (2) замыкаются с помощью k - ε модели турбулентности Лаундера – Сполдинга [10]:

$$\rho \frac{\partial}{\partial x_i} (k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \rho (G - \varepsilon); \quad (3)$$

$$\rho \frac{\partial}{\partial x_i} (\varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho (C_{1\varepsilon} G - C_{2\varepsilon} \varepsilon) \frac{\varepsilon}{k}, \quad (4)$$

где k – кинетическая энергия турбулентности; ε – скорость диссипации энергии турбулентности; $\sigma_k, \sigma_\varepsilon, C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}$ – эмпирические коэффициенты; G – член, характеризующий генерацию кинетической энергии турбулентности за счет сдвиговых напряжений и определяемый выражением

$$G = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_j}{\partial x_i}. \quad (5)$$

Турбулентная вязкость определяется по формуле Колмогорова – Прандтля

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (6)$$

где C_μ – эмпирический коэффициент.

В расчетах использованы стандартные значения эмпирических коэффициентов:

$$\sigma_k = 1,0; \sigma_\varepsilon = 1,3; C_{1\varepsilon} = 1,44; \\ C_{2\varepsilon} = 1,92; C_\mu = 0,09.$$

Система ДУЧП (1) – (4) дополняется соответствующими конкретной задаче граничными условиями для независимых переменных. Для описания течения в пристеночной области применялись функции стенки.

2.3. Верификация математической модели

Геометрия отрывных диффузоров КС ГТД такова, что их гидравлическое сопротивление обусловлено не столько трением, сколько локальным изменением скорости движения потока и возникновением вихрей.

Поэтому для верификации математической модели была решена задача о течении воздуха в короткой круглой трубе с внезапным расширением поперечного сечения при равномерном и треугольном профилях скорости на входе (рис. 1). В таком канале, так же как и в отрывном диффузоре КС ГТД, преобладают указанные выше эффекты.

Результаты численных расчетов сравнивались с результатами расчетов гидравлического сопротивления по инженерным формулам (9) – (13), обобщающим экспериментальные данные.

Численные расчеты выполнены в двумерной (рис. 1, 2) и трехмерной (рис. 3) постановках на сетках, включавших 16640 прямоугольных и 155805 шестигранных ячеек соответственно.

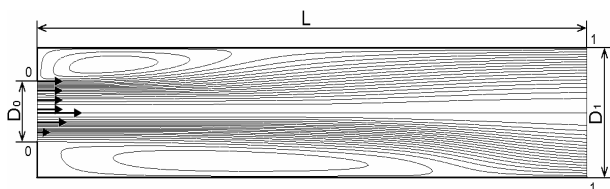


Рис. 1. Линии тока в трубе с внезапным расширением при равномерном (вверху) и треугольном (внизу) профилях скорости во входном сечении «0»

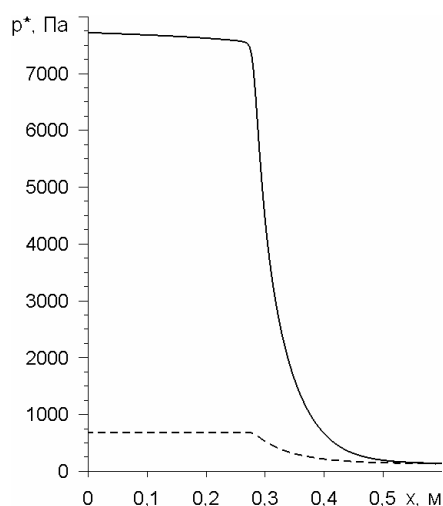


Рис. 2. Полное давление на оси трубы с внезапным расширением при равномерном (пунктирная линия) и треугольном (сплошная линия) профилях скорости во входном сечении «0» (двумерный расчет)

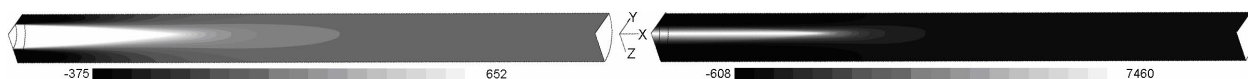


Рис. 3. Изолинии полного давления (Па) в трубе с внезапным расширением при равномерном (вверху) и треугольном (внизу) профилях скорости во входном сечении «0» (трехмерный расчет)

Среднемассовое по сечению значение полного давления рассчитывалось по формуле

$$p_{\text{сеч}}^* = \frac{\int p^* \rho |\vec{v}| \cdot d\vec{A}}{\int \rho |\vec{v}| \cdot d\vec{A}} = \frac{\sum_{i=1}^n p_i^* \rho_i |\vec{v}_i \cdot \vec{A}_i|}{\sum_{i=1}^n \rho_i |\vec{v}_i \cdot \vec{A}_i|}, \quad (8)$$

где ρ – плотность; $\vec{v}$ – скорость; $\vec{A}$ – площадь; i – номер грани расчетной ячейки, принадлежащей

В обоих расчетах использованы следующие исходные данные.

- диаметр узкого сечения трубы $D_0 = 0,05$ м;
- диаметр широкого сечения $D_1 = 0,1$ м;
- длина узкого участка $\ell_0 = 0$ м;
- длина широкого участка $L = 0,5$ м;
- плотность воздуха $\rho = 1,225$ кг/м³;
- динамическая вязкость воздуха $\mu = 1,79 \cdot 10^{-5}$ Па·с;
- средняя скорость на входе $w_0 = 40$ м/с;
- максимальная скорость в сечении «0» $w_{\text{max}} = 120$ м/с.

Число Рейнольдса в сечении «1» $Re = 6,85 \cdot 10^4$.

В силу осевой симметрии течения в двумерную расчетную область (домен) была включена половина, а в трехмерную – четверть трубы с постановкой граничных условий «ось» и «вращательная периодичность» соответственно. На входе в домен задавались равномерный или треугольный профили скорости и равномерное распределение характеристик турбулентности, на выходе – постоянное статическое давление, равное атмосферному. На твердой стенке ставились условия непротекания и равенства нулю турбулентной вязкости. Разностная схема первого порядка точности была получена с использованием метода контрольных объемов. Задача решалась итерационным методом.

В численных расчетах коэффициент гидравлического сопротивления ζ определялся как отношение потерянному на участке между сечениями «0» и «1» полного давления к скоростному напору в сечении «0»:

$$\zeta = \frac{p_0^* - p_1^*}{\rho w_0^2 / 2}, \quad (7)$$

где p_0^* и p_1^* – среднемассовые значения полного давления в сечениях «0» и «1» соответственно; w_0 – среднемассовая скорость в сечении «0».

данному сечению; n – количество граней расчетных ячеек, принадлежащих данному сечению.

Экспериментальные значения коэффициента гидравлического сопротивления определялись по следующей методике [11].

Суммарный коэффициент гидравлического сопротивления участка с внезапным расширением рассчитывался по формуле

$$\zeta = \zeta_m + \zeta'_{\text{тр}} / n^2, \quad (9)$$

где ζ_m – коэффициент местного гидравлического сопротивления; $\zeta'_{тр}$ – коэффициент сопротивления трения прямой трубы постоянного сечения, определяемый по формуле Дарси – Вейсбаха

$$\zeta'_{тр} = \frac{\lambda L}{D_{1r}}, \quad (10)$$

где D_{1r} – гидравлический диаметр широкого сечения; L – длина широкого участка; λ – коэффициент трения, определяемый по формуле Филоненко – Альтшуля:

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \lg Re - 1,64)^2}, \quad (11)$$

где $Re = \rho w_1 D_1 / \mu$ – число Рейнольдса; $w_1 = w_0 / n$ – средняя скорость в широком сечении, $n = A_1 / A_2 = (D_1 / D_2)^2 = 4$ – степень расширения трубы.

В случае равномерного распределения скоростей в сечении «0» коэффициент ζ_m определяется по формуле Борда – Карно

$$\zeta_m = \left(1 - \frac{1}{n}\right)^2 = \left(1 - \frac{1}{4}\right)^2 = 0,5625. \quad (12)$$

В случае распределения скоростей по степенному закону $\frac{w}{w_{\max}} = \left(1 - \frac{y}{R_0}\right)^{\frac{1}{m}}$ коэффициент ζ_m определяется по формуле

$$\zeta_m = \frac{1}{n^2} + N - \frac{2M}{n}, \quad (13)$$

где w и $w_{\max}$ – скорость в данной точке и максимальная скорость по сечению соответственно; R_0 – радиус сечения; y – расстояние от оси трубы; m – показатель степени, который может меняться в пределах от 1 до ∞ ; $N = \frac{(2m+1)^3(m+1)^3}{4m^4(2m+3)(m+3)}$ и

$M = \frac{(2m+1)^2(m+1)}{4m^2(m+2)}$ – коэффициенты Кориолиса

и Буссинеска соответственно. При $m = 1$ профиль скоростей принимает форму треугольника. При этом:

$$M = 1,5; N = 2,7; \zeta_m = 2,0125.$$

При треугольном профиле скорости на входе в трубу с внезапным расширением размер вихревой области (рис. 1), градиенты полного давления (рис. 2, 3) и коэффициент гидравлического сопротивления ζ (табл. 1) больше, чем при равномерном.

При равномерном профиле двумерный и трехмерный расчеты занижают ζ соответственно на 4 % и 6 %.

При треугольном профиле двумерный расчет завышает, а трехмерный – занижает ζ на 2 %.

Таблица 1

Гидравлическое сопротивление

Профиль скорости	До-мен	ζ_{CFD}	ζ_3	$\frac{\zeta_{CFD} - \zeta_3}{\zeta_3}$
Равномерный	2D	0,55	0,57	- 0,037
	3D	0,535		- 0,059
Треугольный	2D	2,05	2,02	+ 0,017
	3D	1,98		- 0,018

Заключение

Сформированная численная модель успешно верифицирована на задаче о течении воздуха в круглой трубе с внезапным расширением. Результаты расчета хорошо согласуются с экспериментальными данными, что позволяет в дальнейшем использовать данную модель для оценки влияния входной неравномерности потока на гидравлическое сопротивление отрывного диффузора КС ГТД.

Литература

1. Гриценко Е.А. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев и др. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
3. Malecki R.E. Application of an Advanced CFD-Based Analysis System to the PW6000 Combustor to Optimize Exit Temperature Distribution – Part I: Description and Validation of the Analysis Tool / R.E. Malecki, Ch.M. Rhie, R.G. McKinney [et al.] // Proceedings of ASME TurboExpo 2001. – New Orleans. – June 4-7, 2001 (2001-GT-0062). – 9 p.
4. Muralidhara H.S. Cold Flow Analysis of an Aero-Engine Gas Turbine Combustor Configuration / H.S. Muralidhara, T.R. Shembharkar, B.R. Pai [et al.] // Papers of XV ISABE. – Bangalore. September 3-7, 2001 (ISABE-2001-1233) – 10 p.
5. Medic G. On Coupling of RANS and LES For Integrated Computations of Jet Engines / G. Medic, D. You, G. Kalitzin // Proceedings of ASME TurboExpo 2007. – Montreal. May 14-17, 2007 (GT2007-27096). – 7 p.
6. Лавров В.Н. Оптимизация кольцевых диффузоров камер сгорания двигателей семейства НК / В.Н. Лавров; Л.Ф. Епейкин, В.П. Савченко и др. // Вестн. СГАУ. Сер. Процессы горения, теплообмена и экол. тепл. двигателей. – 1999. – № 2. – С. 90-97.
7. Веретенников С.В. Исследование эффективности отрывного кольцевого диффузора камеры сгорания ГТД / С.В. Веретенников // 32 Гагаринские чтения: Международная молодежная научная конференция. Москва. 4-8 апр., 2006: Научные труды. Т. 2. – М.: МАТИ-РГТУ, 2006. – С. 169-170.
8. Пиралишвили Ш.А. Исследование аэродинамики отрывного диффузора камеры сгорания ГТД /

Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников, Ф.А. Гугсса // Полет. – 2007. – № 12. – С. 54-60.

9. Walker A.D. Compressor/Diffuser/Combustor Aerodynamic Interactions in Lean Module Combustors / A.D. Walker, J.F. Carrotte, J.J. McGuirk // Proceedings of ASME TurboExpo 2007. – Montreal. – May 14-17, 2007 (GT2007-27872). – 8 p.

10. Launder B.E. The Numerical Computation of Turbulent Flows / B.E. Launder, D.B. Spalding // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974.

11. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И.Е. Идельчик. – М.: Машиностроение, 1992. – 672 с.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ВПЛИВ ВХІДНОЇ НЕРІВНОМІРНОСТІ ПОТОКУ НА ГІДРАВЛІЧНИЙ ОПІР ВІДРИВНОГО ДИФУЗОРА КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ АВІАЦІЙНОГО ГТД. 1. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ І ЇЇ ВЕРИФІКАЦІЯ

В.Є. Костюк, О.І. Кирилаш

Розглядається питання якісної та кількісної оцінки впливу вхідної нерівномірності потоку на гідравлічний опір відрильних дифузорів камер згоряння авіаційних газотурбінних двигунів, необхідної для обґрунтування вимог до адекватної числової моделі течії та її граничних умов, що забезпечують необхідну точність розрахунку даного параметра. Для числового моделювання відривної течії застосовуються осереднені за Рейнольдсом стаціонарні рівняння Нав'є – Стокса нестисливої рідини. Для замикання цих рівнянь використовується модель турбулентності Лаундера – Сполдинга. Виконано верифікацію запропонованої моделі на задачі про течію повітря в круглій трубі з раптовим розширенням поперечного перерізу, що має фізичну єдність з відрильним дифузором камери згоряння, при рівномірному та трикутному профілях швидкості на вході. Числові розрахунки проведені в двовимірному і тривимірному формулюваннях. Отримана добра відповідність результатів числових розрахунків з результатами розрахунків гідравлічного опору за інженерними формулами, які узагальнюють експериментальні дані.

Ключові слова: камера згоряння, дифузор, гідравлічний опір, моделювання, нерівномірність.

INLET FLOW NON-UNIFORMITY EFFECT ON THE AIRCRAFT GAS TURBINE COMBUSTOR DUMP DIFFUSER FLOW RESISTANCE. 1. MATHEMATICAL MODEL AND ITS VERIFICATION

V.E. Kostyuk, E.I. Kirilash

The problem of qualitative and quantitative assessment of inlet flow non-uniformity effect on the aircraft gas turbine combustor dump diffuser flow resistance is considered. This assessment is necessary for validation of requirements to the adequate flow numerical model and its boundary conditions, providing desired precision of the calculation of this parameter. Steady Reynolds averaged incompressible Navier – Stokes equations are used for numerically simulation of flow separation. Launder – Spalding turbulence model is used to close equations. The verification of the proposed model is performed on problem of the air flow in the round pipe with sudden expansion of cross-section, possessing physical community with combustor dump diffuser, with uniform and triangular inlet velocity profile. Two-dimensional and three-dimensional numeric calculations are carried out. A close fit of numeric calculations results with results of summarizing experimental data engineering formulas calculations of flow resistance is obtained.

Key words: combustor, diffuser, flow resistance, simulation, non-uniformity.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Кирилаш Елена Ивановна – аспирант, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

УДК 629.78

Я.А. КУМЧЕНКО

Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепрпетровск, Украина

АВТОНОМНЫЙ НЕТРАДИЦИОННЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИ ЕГО РАБОТЕ В ГЛУБОКОМ КОСМОСЕ. МОДЕЛЬ «КАШТУЛ-1»

Рассмотрены возможности практического использования только лишь энергии космической среды летательными объектами при их работе в глубоком космосе. Предлагается использовать энергию протонов с плотностью $1300 \text{ м}^2 \text{ стер.}^{-1} \text{ с}^{-1}$. Энергия на один нуклон доходит до 10^{13} эВ. Предлагается использовать энергию Космоса не только для создания необходимой тяги НЛО, но и для получения электроэнергии для жизнеобеспечения экипажей КА, синтеза жидких топлив и ускорения полимеризации пластмасс. При этом использование энергии космоса предлагается реализовывать в резонансном режиме фотокатализа и фотосинтеза.

Ключевые слова: нетрадиционный летательный объект НЛО, энергия космоса, свободные радикалы, ионы.

1. Постановка задачи

В работах [1 – 6] уже предлагалось использование энергии космических лучей для ракетно-космических технологий. Как известно [2], в составе первичных космических лучей $\approx 93\%$ от их общего потока содержатся протоны с плотностью $1300 \text{ м}^2 \text{ стер.}^{-1} \text{ с}^{-1}$. При этом энергия на один нуклон с учетом других атомных ядер находится в интервале $1 \text{ ГэВ} \leq E \leq 10^{13} \text{ эВ}$. Объемная плотность энергии в космических лучах составляет в среднем всего 1 эВ/см^3 . Казалось бы, что при небольших потоках протонов и ядер других элементов, использование энергии космических лучей не может быть реализовано. Покажем, что этот процесс носит весьма перспективный характер.

2. Обоснование возможности использования энергии космических лучей. Рабочая модель «КАШТУЛ-1»

При высоких энергиях первичных космических лучей их столкновения, например, с воздухом приводит к образованию электронно-ядерных ливней, результатом которых будет образование мягкой электронно-фотонной компоненты. Эта компонента интенсивно размножается вследствие последовательного (каскадного) образования электронно-позитронных пар и тормозного излучения частицами новых гамма-квантов, что и приводит к электронно-каскадному процессу. Другими словами, протон с энергией 10^{13} эВ может в конечном итоге «разбить» около 10^{12} молекул, например, углеводо-

рода на углерод и водород. Этот процесс (ливни Оже) и предлагается использовать для работы космической техники в глубоком вакууме.

3. Решение поставленной задачи

В работах [3 – 9], на наш взгляд, защищена работоспособность резонаторно-резонансной модели силовых взаимодействий для различных масштабных уровней. Теоретически доказана автором, а экспериментально подтверждена многочисленными исследователями возможность в «мягких» энергетических условиях проводить как деструкцию веществ, так и их синтез в режимах фотокатализа или радиолитиза. При этих режимах краткосрочный «фотоудар» только по полювому (силовому) пространству разрушает, например, молекулу, не успевая нагреть составляющие молекулу атомы. Именно при этом процессе фотокатализа значительно уменьшается активационный барьер деструкции. Например, автор в своих работах часто ссылается на экспериментальные данные по разрушению молекулы метана на составляющие (углерод + водород) в нормальных условиях, полученные в Курчатовском институте ([4, 8]).

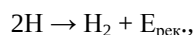
Будем решать задачи использования энергии космоса для следующих целей: 1) создания микро-ракетных двигателей повышенных удельных тяг; 2) получения электроэнергии для жизнеобеспечения экипажей КА; 3) синтеза жидких топлив в условиях космоса, который происходит с аккумуляцией ее энергии; 4) ускорения полимеризации пластмасс при воздействии КЛ.

3.1. Использование энергии космоса для получения свободных радикалов

Свободные радикалы [12, 13] по старой технологии получают под воздействием высокой температуры. Так как для повышения удельной тяги выгодно использовать вещества с малым молекулярным весом, то получение свободных радикалов будем рассматривать на примере молекулы водорода, которая диссоциирует в соответствии с эндотермической реакцией



Осуществляя в камере сгорания процесс рекомбинации в молекулярный водород H_2 в соответствии с реакцией



сопровождающейся выделением исключительно большого количества тепла. Здесь $E_{\text{дис.}}$ – количество тепла, которое требуется подвести, например, к молекуле H_2 для ее деструкции (диссоциации), $E_{\text{рек.}}$ – энергия рекомбинации, выделившаяся в процессе ее протекания.

Здесь следует обратить внимание на два существенных момента: 1) по старой технологии следует нагревать общий объем молекулы. Согласно предложенному нами, например, в работах [3, 5, 6, 8] способу фотодиссоциации эта энергия на порядок ниже подводимой некондиционной в этом смысле тепловой энергии; 2) в рассматриваемом случае энергия фотодеструкции подводится извне (космическая энергия в виде космических лучей). Автором как пример были рассмотрены [3, 5 – 7] процессы получения водорода и фтора при фотовоздействии космических лучей на твердые парафины (источник водорода) и CaF_2 (тефлон) как источник фтора в виде свободных радикалов.

В работе [10] отмечается, что такие топлива (свободные радикалы) из-за больших трудностей, связанных с их производством и хранением, использовать пока нельзя.

Автор этой работы категорически с этим не согласен. Наше объяснение здесь простое – в 1957 году о первичных космических лучах было известно то, что и сейчас, кроме энергетически выгодных процессов фотокатализа, фотодиссоциации и фотосинтеза. В 1957 году была известна и величина температуры глубокого космоса (3К).

Сам собой вытекает положительный вывод освещаемого здесь материала – при получении (фотодеструкцией) свободных радикалов (H, F, O, Ne, Hg) их следует заморозить (законсервировать) космическим холодом (3К).

Поясним последнее утверждение следующим. При нормальной температуре время существования свободных радикалов составляет 10^{-3} – 10^{-8} с. Одна-

ко, как отмечается в работе [11], уже при 10 К полу-период существования равен 25 с, а при 5 К он может равняться нескольким годам.

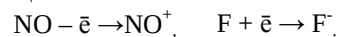
В работах [12, 13] предложено вышеизложенным способом переводить несамовоспламеняющиеся топлива в ранг самовоспламеняющихся, а также использование энергии космоса для других ракетно-космических технологий.

Автор рекомендует ознакомиться со сравнением различных химических топлив и топлив на основе свободных радикалов по скорости истечения продуктов сгорания [11]. Видно, что применение свободных радикалов в качестве топлив доводит величины скоростей истечения через сопло РД до 12 км/с, что значительно увеличивает его удельную тягу. Выгодность применения свободных радикалов в РД налицо.

3.2. Использование энергии космоса для получения ионных топлив

Напомним, что свободный радикал – это электрически нейтральный атом или группа атомов с неустойчивым расположением электронов. Вступая во взаимодействие, они образуют устойчивую молекулу с выделением значительного количества тепла.

Если же неустойчивость расположения электронов приводит к приобретению или потере электронов, то атом становится ионизированным. Примеры ионизации:



Как пример, предлагается по схеме реализацииливней Оже в воздухе получать ионы водорода, например, из твердых парафинов или фтора из твердого флюорита, используя энергию космических лучей. Возможность организации такого процесса не может быть оспорена, так как величина энергии ионизации на много порядков меньше энергии первичных космических лучей.

После ионизации частицы следует сфокусировать с помощью магнитного поля и ускорить в электрическом поле. Например, при напряжении 1 МэВ скорости ионов водорода достигают 10^7 м/с.

Ионные топлива позволяют решить проблему создания микроракетного двигателя, работающего при сверхнизких давлениях с малой тягой и высокой скоростью истечения.

3.3. Нестандартный резонаторно-резонансный способ полного поглощения энергии космических лучей при ее прямом преобразовании в электричество

В работе [9] авторы впервые, насколько нам известно, предложили использовать искусственную «диэлектрическую решетку на металле» для резо-

нансного поглощения волновой энергии. По сути предлагается объединить результаты работ [13] и [14] с целью 100%-го поглощения электромагнитной энергии с дальнейшим ее прямым преобразованием в электричество.

Полное поглощение лучистой энергии космического происхождения или энергии ядерной реакции при ее преобразовании в световую при помощи люминофоров значительно повышает КПД установки.

Перспективность применения искусственной «диэлектрической решетки на металле», работающей в резонансном режиме полного поглощения, заключается в реализации мощности не 3 Вт/м^2 [15], а довести ее до 900 Вт/м^2 при невысоких температурах [9].

Отметим при этом, что получение самой кондиционной электрической энергии может использоваться для обеспечения работы ионных двигателей и для надежной работы систем жизнеобеспечения экипажей КА.

3.4. Энергия космических лучей для целей синтеза новых топлив и ускорения полимеризации пластмасс

В работе [2] в качестве примера показано, что при жестком облучении аммиака, который является невзрывоопасным, значительная часть энергии облучения аккумулируется в синтезированном таким образом гидразине.

Известно, что гидразин является однокомпонентным топливом с энергией разложения выше, чем у перекиси водорода, что представляет энергетическую выгодность его применения.

Как известно, гидразин взрывоопасен. Поэтому использование энергии космоса имеет двойное преимущество:

1) на борт КА берут невзрывоопасный аммиак с последующим синтезом гидразина перед самым его использованием,

2) гидразин в значительной мере аккумулирует в себе энергию космоса при его получении из аммиака, поглощая ее в около резонансном режиме

Это тоже один из примеров использования энергии Космоса.

Отметим, что процесс подобного синтеза с аккумулярованием энергии космоса можно провести и с другими веществами.

В земных условиях процесс полимеризации пластмасс проводится при облучении их поверхностей электромагнитными волнами. Это же можно успешно реализовать и в космосе, используя его энергию.

Выводы

1. Работоспособность НЛЮ модели «КАШТУЛ-1» при его автономном режиме с использованием только лишь энергии космоса в связи с физической непротиворечивостью, на наш взгляд, доказана.

2. Нетрадиционные технологии, предложенные в этой статье, требуют дополнительных исследований на специальных стендах в земных условиях.

Литература

1. Кумченко Я.А. Резонаторная природа направленности космических лучей и возможность использования их энергии в работе двигателей летательных аппаратов / Я.А. Кумченко // Вестник ДНУ «Ракетно-космическая техника». – Днепропетровск, 2003. – № 16. – С. 72-75.

2. Кумченко Я.А. О двух нетрадиционных способах аккумуляции водорода в металлах для космических микроракетных двигателей / Я.А. Кумченко // Сборник научных работ «Проблемы высокотемпературной техники». – Днепропетровск, 2002. – С. 77-79.

3. Кумченко Я.А. Нестандартная высокоэффективная водородная энергетика в космосе на примере твердотопливного фтористоводородного РД и ее выгодное сравнение с СЭДУ в комплексе с носителем типа «Союз-2» / Я.А. Кумченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 9 (25). – С. 168-172.

4. Кумченко Я.А. Нетепловой резонаторно-резонансный способ гетерогенного фотокатализа процесса диссоциации (разрушения) энергоаккумулирующих веществ с целью получения водорода в качестве горючего для экологически безопасных (безуглеродных) как наземных, так и космических энергоустановок / Я.А. Кумченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10/36. – С. 78-81.

5. Кумченко Я.А. Резонаторная природа разрушения (деструкции) энергоаккумулирующих веществ с извлечением химически активных составляющих в качестве топлива для тепловых энергоустановок / Я.А. Кумченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8(24). – С. 77-80.

6. Кумченко Я.А. Фотохимические реакции в рамках резонаторной модели силовых взаимодействий / Я.А. Кумченко // XXI международная конференция «Дисперсные системы». – Одесса, 2004. – С. 187-189.

7. Кумченко Я.А. Использование энергии космических лучей для ракетно-космических технологий при работе в дальнем космосе / Я.А. Кумченко // Вестник ДНУ «Ракетно-космическая техника». – Днепропетровск, 2005. – № 8. – С. 81-84.

8. Кумченко Я.А. Основной пространственно-временной принцип физикохимии получения нестандартных топлив и его основополагающая роль при анализе энергетической эффективности этих процессов. Резонаторно-резонансная концепция «КАШТУЛ» / Я.А. Кумченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 7(43). – С. 36-40.

9. Кумченко Я.А. Нестандартный резонаторно-резонансный способ поглощения электромагнитной энергии при ее прямом преобразовании в электричество / Я.А. Кумченко, В.И. Коновалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 8(44). – С. 189-190.

10. Sredo G.C. Free radical as High Energi Propellants. / G.C. Sredo // *Am. Rocket Soc., Preprint P.* 25-27 (1957).

11. Барлер М. Ракетные двигатели / М. Барлер, К.А. Шомот и др. – М., 1962. – С. 64.

12. Кумченко Я.А. Использование энергии первичных КЛ для перевода несамовоспламеняющихся топлив в ранг самовоспламеняющихся / Я.А. Кумченко и др. // *Сборник тезисов докладов V межд. конф. «Человек и космос»*. – Днепропетровск, 2003. – С. 24-25.

13. Кумченко Я.А. Использование энергии космоса в ракетно-космических технологиях / Я.А. Кумченко, Ф.П. Санин и др. // *Сб. тез. докл. 10-й межд. конф. «Человек и космос»*. – Днепропетровск, 2008. – С. 29.

14. Фітьо В.М. Резонансне поглинання електромагнітних хвиль системою „діелектрична ґратка на металі” / В.М. Фітьо, Я.В. Бобицький / *Доп. НАНУ*, 2004. – № 6. – С. 84-91.

15. Ануфриенко В.Б. Преобразование ядерной энергии в электрическую на вторичных электронах / В.Б. Ануфриенко, В.П. Ковалев // *Рос. хим. журнал*. – 2006. – Т. 5. – С. 120-125.

Поступила в редакцию 2.06.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. Е.Г. Попов, Днепропетровский государственный аграрный университет, Днепропетровск.

АВТОНОМНИЙ НЕТРАДИЦІЙНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ ОБ'ЄКТ (НЛО) КОСМІЧНОГО ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПРИ ЙОГО РОБОТІ В ГЛИБОКОМУ КОСМОСІ. МОДЕЛЬ «КАШТУЛ-1»

Я.О. Кумченко

Розглянуто можливості практичного використання тільки лише енергії космічного середовища літальними об'єктами при їхній роботі в глибокому космосі. Пропонується використовувати енергію протонів із щільністю $1300 \text{ м}^2 \text{ стер.}^{-1} \text{ с}^{-1}$ при тому, що енергія на один нуклон доходить до 10^{13} еВ . Пропонується використовувати енергію Космосу не тільки для створення необхідної тяги НЛО, але і для одержання електроенергії для життєзабезпечення екіпажів КА, синтезу рідких палив і прискорення полімеризації пластмас. При цьому використання енергії космосу пропонується реалізовувати в резонансному режимі фотокаталізу і фотосинтезу.

Ключові слова: нетрадиційний літальний об'єкт, енергія космосу, вільні радикали, іони.

AUTONOMOUS UNTRADITIONAL FLYING OBJECT (UFO) OF SPACE ENERGY PROVIDING DURING HIS WORK IN DEEP SPACE. THE «KASHTUL-1 MODEL

J.A. Kumchenko

There is considered possibility of practical utilization of only space environment energy by flying apparatus during their job in profound space. It is proposed to use energy of protons with density $1300 \text{ m}^2 (\text{ster}\cdot\text{s})^{-1}$ when nucleon energy mount to 10^{13} eV . It is proposed also to utilize the energy of Space not only for creation of necessary draught of UFO, but also for production of electric energy for SA crew vitality, for synthesis of liquid fuels and for polymerization of plastics. At this the using of space energy is proposing to realize in rezonans regime of photokatalysis anf photosynthesis.

Key words: untraditional flying object, energy of space, free radicals, ions.

Кумченко Яков Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, директор НПП, Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина.

УДК 621.577

А.Н. РАДЧЕНКО, В.В. ГОРИН, А.Н. САПАРМАМЕДОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩАЯ УСТАНОВКА С ИСПАРИТЕЛЬНЫМ КОНДЕНСАТОРОМ ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ЦИКЛОВОГО ВОЗДУХА ГАЗОТУРБОГЕНЕРАТОРА

Проанализирована эффективность предварительного охлаждения циклового воздуха газотурбогенератора в эжекторной холодильной машине, использующей теплоту выпускных газов. Для специальных условий эксплуатации холодильных машин с конденсаторами воздушного охлаждения предложено применение испарительного охлаждения наружного воздуха с использованием конденсата, отводимого в процессе охлаждения циклового воздуха газотурбогенератора. Рассмотрены схемные решения охлаждения циклового воздуха и оценена их эффективность.

Ключевые слова: газотурбогенератор, охлаждение воздуха, низкокипящее рабочее тело, теплоиспользующая холодильная машина, уходящие газы, испарительный конденсатор.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

Показатели работы газотурбинных двигателей (ГТД), и, в частности, газотурбогенераторов (ГТГ), существенно зависят от температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$, ухудшаясь с ее повышением. Так, по данным [1] каждый 1°C увеличения температуры наружного воздуха приводит к уменьшению мощности ГТД на $0,5...0,9\%$, а для тяжелых стационарных ГТД типа LM-6000 ее повышение до 35°C вызывает снижение мощности на 20% и возрастание тепловых потерь с уходящими газами на 5% по сравнению с температурой 15°C , соответствующей ISO (рис. 1 [1]).

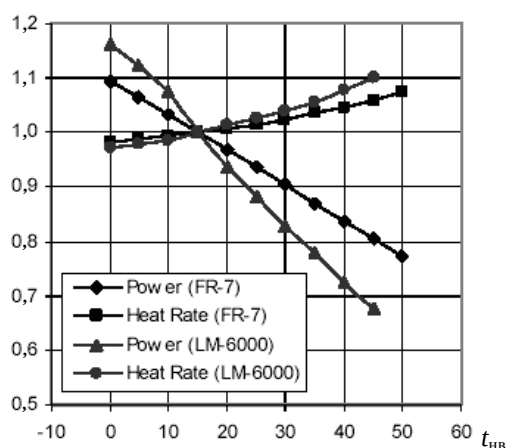


Рис. 1. Влияние температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ на показатели ГТД: мощность N/N_{ISO} и тепловые потери Q/Q_{ISO} в относительных величинах (по сравнению с $t_{\text{нв}} = 15^\circ\text{C}$) для ГТД LM-6000 и FR-7: $\diamond$, $\triangle$ – N/N_{ISO} ; $\blacksquare$, $\bullet$ – Q/Q_{ISO} [1]

Зависимости мощности N/N_{ISO} , тепловых потерь с уходящими газами Q/Q_{ISO} , КПД η/η_{ISO} и удельного расхода топлива $b_e/b_{e\text{ISO}}$ в относительном виде (отнесенных к их значениям при $t_{\text{нв}} = 15^\circ\text{C}$) от температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ для авиационных ГТД LM2500+ приведены на рис. 2 [2].

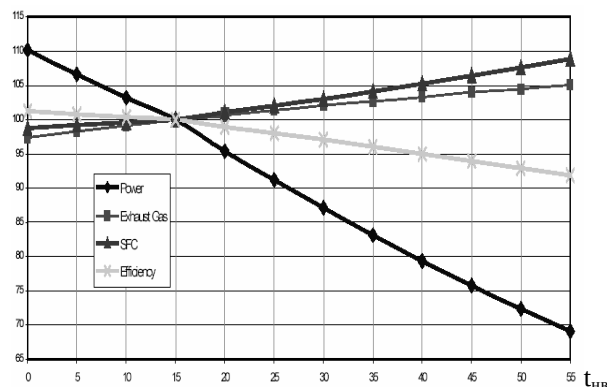


Рис. 2. Влияние температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ на показатели ГТД: мощность N/N_{ISO} , тепловые потери с уходящими газами Q/Q_{ISO} , удельный расход топлива $b_e/b_{e\text{ISO}}$, КПД η/η_{ISO} в относительных величинах (по сравнению с $t_{\text{нв}} = 15^\circ\text{C}$) для ГТД LM2500+: $\diamond$ – N/N_{ISO} , $\triangle$ – $b_e/b_{e\text{ISO}}$; $\blacksquare$ – Q/Q_{ISO} , $\bullet$ – η/η_{ISO} [2]

Как видно, повышение температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ приводит к возрастанию температуры уходящих газов и соответствующих потерь теплоты. Поэтому представляется целесообразным утилизировать теплоту уходящих газов в теплоиспользующих холодильных машинах (ТХМ) с выработкой холода, который в свою очередь применять для охлаждения циклового воздуха ГТД (предварительно-

го охлаждения воздуха на входе в компрессор ГТД и промежуточного его охлаждения между компрессорными ступенями).

Применение в ТХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет работать при давлениях выше атмосферного и утилизировать низкопотенциальную теплоту.

Теплота, отведенная от уходящих газов и циклового воздуха ГТД, сбрасывается в конденсатор ТХМ, охлаждаемый, в свою очередь, забортной водой или наружным воздухом (на судах на воздушной подушке, скоростных катамаранах и других судах с динамическими принципами поддержания). В последнем случае эффективность работы конденсатора и ТХМ в целом существенно зависит от температуры охлаждающего воздуха. Понизить температуру воздуха, подаваемого на конденсатор, можно путем предварительного испарения в нем пресной воды, распыливаемой форсунками. В качестве такой воды возможно использование конденсата, отводимого в процессе охлаждения циклового воздуха ГТД в испарителях ТХМ с понижением его температуры ниже точки росы. В результате испарительного охлаждения температуру воздуха можно уменьшить на 5...15 °С в зависимости от температуры и относительной влажности воздуха [1, 3, 4].

Целью исследования является анализ эффективности охлаждения циклового воздуха судовых ГТГ в ТХМ с испарительными конденсаторами.

2. Анализ результатов исследования

В качестве ТХМ выбрана эжекторная ТХМ (ЭТХМ), которая отличается конструктивной простотой и надежностью в эксплуатации [5]. Схема эжекторной теплоиспользующей установки предварительного охлаждения воздуха на входе в компрессор ГТГ, использующей теплоту уходящих газов, представлена на рис. 3.

Эжекторная ТХМ состоит из паросилового и холодильного контуров.

Паросиловой контур служит для получения паров НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для поджатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя-воздухоохладителя (И-ВО) холодильного контура, до давления в конденсаторе.

В генераторе ЭТХМ теплота уходящих газов используется для получения пара НРТ высокого давления, энергия которого в свою очередь расходуется на эжектирование пара НРТ низкого давления, испаряющегося в И-ВО с отводом теплоты от воздуха на входе компрессора ГТД.

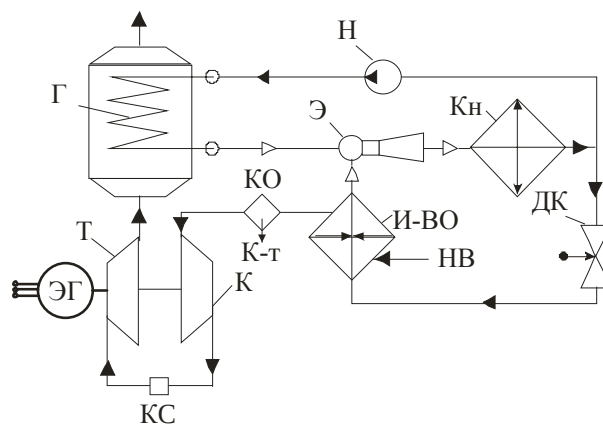


Рис. 3. Схема эжекторной теплоиспользующей установки охлаждения воздуха на входе в компрессор ГТД:

Г – генератор паров НРТ; Э – эжектор;

Кн – конденсатор; Н – насос;

ДК – дроссельный клапан;

И-ВО – испаритель-воздухоохладитель;

К – компрессор; Т – турбина; КС – камера сгорания;

ЭГ – электрогенератор; КО – каплеотделитель;

НВ – наружный воздух; К-т – конденсат

В качестве НРТ для ЭТХМ целесообразно применять хладоны R142b и R600 (н-бутан), обеспечивающие достижение приемлемых тепловых коэффициентов $\zeta = Q_0/Q_g$, представляющих собой отношение холодопроизводительности Q_0 (количества теплоты, отведенной от циклового воздуха ГТД в испарителе) к количеству теплоты Q_g , подведенной в генераторе к кипящему НРТ высокого давления от уходящих газов.

Тепловой коэффициент ζ зависит от температур кипения НРТ в генераторе t_g , испарителе t_0 и конденсации t_k (температуры охлаждающего конденсатор наружного воздуха): возрастает с повышением t_g и t_0 и уменьшением t_k (температуры охлаждающего наружного воздуха). Для ЭТХМ значения теплового коэффициента лежат в диапазоне $\zeta = 0,15...0,3$ (большее значение соответствует низким температурам охлаждающего воздуха).

Уменьшить температуру охлаждающего конденсатор наружного воздуха и тем самым повысить ζ можно путем его испарительного охлаждения, впрыскивая в воздушный поток водяной конденсат, получаемый в свою очередь в процессе охлаждения циклового воздуха ГТД в испарителе ЭТХМ ниже точки росы.

Результаты расчета количества конденсата G_w , отводимого в течение часа в процессе охлаждения воздуха с начальной температурой $t_{w1} = 35$ °С в зависимости от его относительной влажности ϕ при расходах воздуха $G_v = 1; 4$ и 8 кг/с (соответственно количествах отводимой от воздуха теплоты, т.е.

холодопроизводительности ЭТХМ, $Q_0 = 16; 65$ и 130 кВт) представлены на рис. 4.

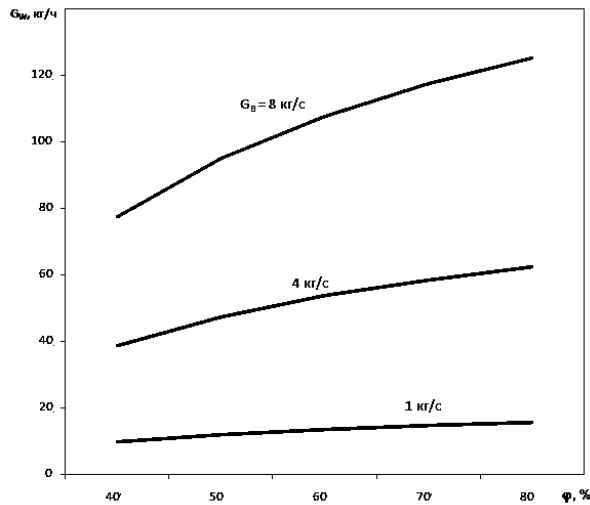


Рис. 4. Количество конденсата G_w , отводимого в процессе охлаждения воздуха ГТД в испарителе ЭТХМ с начальной температурой $t_{в1} = 35^\circ\text{C}$, в зависимости от относительной влажности ϕ при разных расходах воздуха G_v

При этом в зависимости от величины ϕ воздух охлаждался до температуры $t_{в2} = 25 \dots 30^\circ\text{C}$ (меньшей величине ϕ соответствует и меньшее значение $t_{в2}$).

Поскольку процесс охлаждения влажного воздуха в испарителе в диаграмме $d-I$ (влажность-энтальпия влажного воздуха) представляют обычно прямой линией [6], то с увеличением разности температур воздуха $t_{в1} - t_{в2}$, например в 2–4 раза, пропорционально возрастет и количество выпадающего из него конденсата.

Воздух на входе ГТД можно охладить в испарителе ЭТХМ до температуры, превышающей температуру кипения НРТ в нем примерно на 10°C : практически на $20 \dots 30^\circ\text{C}$ в летнее время, т.е. в 3...4 раза больше, чем по условиям, для которых получены графики на рис. 4. Соответственно в 3...4 раза возрастет и количество выпавшего из воздуха конденсата G_w . Этот конденсат можно впрыскивать форсунками в воздух, используемый для отвода теплоты конденсации НРТ в конденсаторах воздушного охлаждения. В результате испарительного охлаждения вполне возможно снижение температуры охлаждающего конденсатор ЭТХМ воздуха на $5 \dots 10^\circ\text{C}$ и, следовательно, увеличение ζ .

Дополнительное количество конденсата может быть получено в процессе промежуточного охлаждения циклового воздуха ГТД между компрессорными ступенями. Глубокое промежуточное охлаждение возможно с помощью той же ЭТХМ, для чего ее испаритель следует выполнить в виде двух секций с

установкой одной — на наружном воздухе перед компрессором низкого давления, а второй — на сжатом воздухе перед компрессором высокого давления. Кроме того, теплота сжатого воздуха после компрессора низкого давления также может использоваться, например для нагрева жидкого НРТ, подаваемого насосом из конденсатора ЭТХМ в экономайзерную секцию генератора паров НРТ высокого давления.

Соотношение тепловых нагрузок $\bar{q}_Г'$ и $\bar{q}_Г''$ экономайзерной и испарительной секций генератора, т.е. теплоты, необходимой для нагрева жидкости и ее испарения, определяется параметрами рабочего цикла ТХМ (температурами кипения НРТ в генераторе t_g и его конденсации t_k). Поэтому, если для нагрева жидкости в экономайзере задействовать другой источник теплоты, например наддувочный воздух, высвобождая таким образом большую долю располагаемого теплоперепада по уходящим газам для испарительной секции и повышая соответственно суммарную тепловую нагрузку на генератор $\bar{q}_Г$, то можно увеличить удельную холодопроизводительность $\bar{q}_0$ и степень охлаждения воздуха $\Delta_{тв}$ в испарителе ТХМ.

Схема эжекторной теплоиспользующей установки предварительного охлаждения наружного воздуха на входе компрессора низкого давления и глубокого промежуточного охлаждения сжатого воздуха перед компрессором высокого давления с экономайзерной секцией генератора, установленной на сжатом воздухе после компрессора низкого давления, приведена на рис. 5.

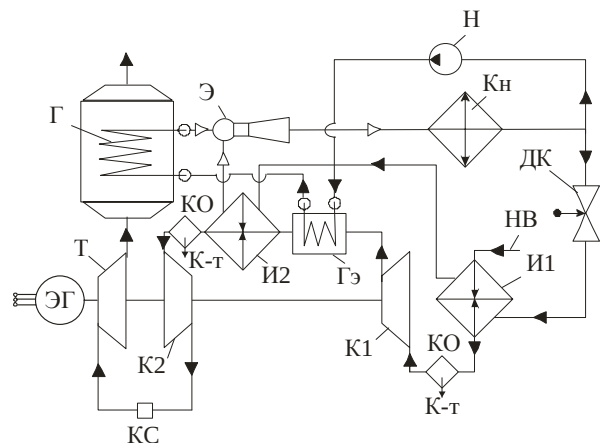


Рис. 5. Схема эжекторной теплоиспользующей установки охлаждения воздуха ГТД: K1 и K2 — компрессоры; Т — турбина; КС — камера сгорания; ЭГ — электрогенератор; КО — каплеотделитель; Г — генератор паров НРТ; Г_э — экономайзерная секция генератора; Э — эжектор; Кн — конденсатор; Н — насос; ДК — дроссельный клапан; И1 и И2 — испарители-воздухоохладители; НВ — наружный воздух

Значения удельной теплоты, приходящейся на единичный расход воздуха, отведенной от воздуха в испарителе (холодопроизводительности) $\bar{q}_0$, снижения температуры Δt_b воздуха в испарителе и теплового коэффициента ЭТХМ ζ в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_g при температуре его кипения в испарителе $t_0 = 0^\circ\text{C}$ и конденсации $t_k = 35^\circ\text{C}$ представлены на рис. 6. При этом температура уходящих газов на входе генератора принималась равной 550°C , а тепловой коэффициент ζ определялся в зависимости от температур кипения хладагента в генераторе t_g , испарителе t_0 и конденсации t_k по методике, приведенной в [7].

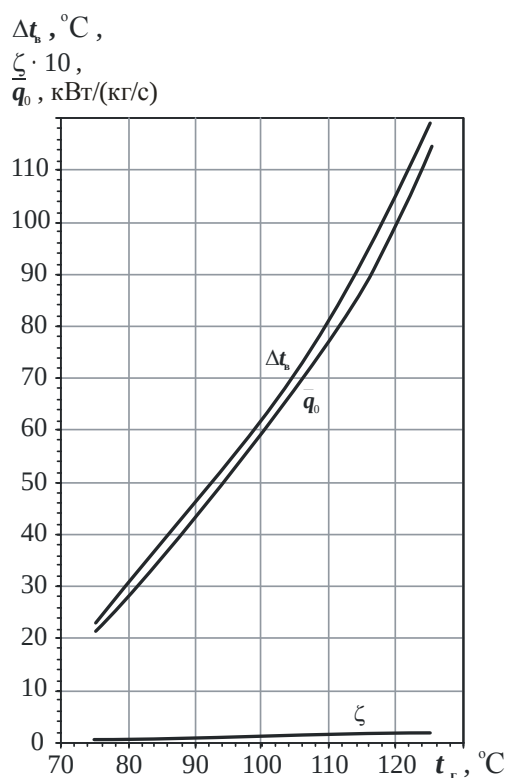


Рис. 6. Зависимости теплового коэффициента ζ эжекторной теплоиспользующей установки, удельной теплоты, отведенной от воздуха $\bar{q}_0$, в испарителе (холодопроизводительности) $\bar{q}_0$,

снижения температуры Δt_b воздуха в испарителе от температуры кипения НРТ в генераторе t_g при температурах кипения НРТ в испарителе $t_0 = 0^\circ\text{C}$ и конденсации $t_k = 35^\circ\text{C}$

Как видно, с повышением t_g от 80 до 120°C снижение температуры Δt_b воздуха в испарителе ЭТХМ возрастает с $\Delta t_b = 30^\circ\text{C}$ до 100°C . Понятно, что если разность температур $\Delta t_b = 30^\circ\text{C}$ может быть реализована в процессе предварительного охлаждения наружного воздуха в первой секции испарителя И1 на входе в компрессор низкого давления К1, то остающейся ее части достаточно и для про-

межуточного охлаждения сжатого воздуха во второй секции испарителя И2 перед компрессором высокого давления К2 (рис. 5).

Согласно рис. 2 снижение температуры наружного воздуха на входе компрессора ГТД LM2500+ на $\Delta t_b = 30^\circ\text{C}$ обеспечивает сокращение удельного расхода топлива примерно на 5 % с соответствующим повышением КПД [2]. С целью сокращения потерь мощности компрессора на преодоление аэродинамического сопротивления испарителя-воздухоохладителя ЭТХМ его глубину по ходу воздуха следует ограничивать, что приведет к уменьшению и глубины охлаждения в нем воздуха. Во всяком случае сокращение удельного расхода топлива на 2...3 % за счет применения ЭТХМ вполне реально.

Выводы

1. Применение эжекторной теплоиспользующей холодильной установки обеспечивает снижение температуры циклового воздуха на входе компрессора ГТД на $20...30^\circ\text{C}$ и сокращение удельного расхода топлива газотурбогенераторов на 2...3 %.

2. Использование конденсата, отводимого в процессе охлаждения циклового воздуха газотурбогенераторов в испарителе теплоиспользующей холодильной установки, для испарительного охлаждения наружного воздуха конденсатора НРТ обеспечивает снижение температуры конденсации низкипящего рабочего тела и, следовательно, повышение теплового коэффициента холодильной установки либо же сокращение габаритов испарительного конденсатора за счет уменьшения температурных напоров в нем.

3. Предложены схемные решения эжекторных теплоиспользующих установок предварительного охлаждения воздуха на входе судовых МОД.

Литература

1. Bhargava R. Parametric analysis of existing gas turbines with inlet evaporative and overspray fogging // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002* / R. Bhargava, C.B. Meher-Homji. – Paper GT-2002-30560. – 15 p.
2. Bortmany J.N. Assessment of aqua-ammonia refrigeration for pre-cooling gas turbine inlet air / J.N. Bortmany // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2002-30657. – 12 p.
3. Nixdorf M. Thermo-economic analysis of inlet air conditioning methods of a cogeneration gas turbine plant / M. Nixdorf, A. Prelipceanu, D. Hein // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002*. – Paper GT-2002-30561. – 10 p.

4. Cataldi G., Guntner G., Matz C. and co. Influence of high fogging on gas turbine engine operation and performance / G. Cataldi, G. Guntner, C. Mat // *Proceedings of ASME TURBO EXPO 2004*. – Paper GT2004-53788. – 11 p.

5. Радченко А.Н. Анализ эффективности теплоиспользующих хладоновых эжекторных систем охлаждения судовых электродвигателей / А.Н. Рад-

ченко // *Вестник двигателестроения*. – 2007. – № 3. – С. 135–139.

6. Захаров Ю.В. Судовые установки кондиционирования воздуха и холодильные машины / Ю.В. Захаров. – СПб.: Судостроение, 1994. – 504 с.

7. Соколов Е.Я. Струйные аппараты / С.Я. Соколов, Н.М. Зингер. – М.: Энергия, 1970. – 288 с.

Поступила в редакцию 2.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Живица, Одесская государственная академия холода, Одесса.

ТЕПЛОВИКРИСТОВУЮЧА УСТАНОВКА З ВИПАРНИМ КОНДЕНСАТОРОМ ДЛЯ ОХОЛОДЖЕННЯ ЦИКЛОВОГО ПОВІТРЯ ГАЗОТУРБОГЕНЕРАТОРА

А.М. Радченко, В.В. Горін, А.Н. Сапармамедов

Проаналізована ефективність попереднього охолодження циклового повітря газотурбогенератора в ежекторній холодильній машині, що використовує теплоту відхідних газів. Для спеціальних умов експлуатації холодильних машин з конденсаторами повітряного охолодження запропоновано застосування випарного охолодження зовнішнього повітря з використанням конденсату, що відводиться у процесі охолодження циклового повітря газотурбогенератора. Розглянуті схемні рішення охолодження циклового повітря газотурбогенератора та оцінена їх ефективність.

Ключові слова: газотурбогенератор, охолодження повітря, низькокипляче робоче тіло, тепловикристовуюча холодильна машина, відхідні гази, випарний конденсатор.

WASTE HEAT RECOVERY PLANT WITH EVAPORATIVE CONDENSER FOR COOLING CYCLIC AIR OF GAS TURBOGENERATOR

A.N. Radchenko, V.V. Gorin, A.N. Saparmamedov

The efficiency of precooling the cyclic air of gas turbogenerator by ejector refrigeration machine recovering exhaust gas heat has been analyzed. For special performance conditions of refrigeration machines with air cooled condensers the application of evaporative cooling of ambient air with using the condensate extracted in process of cooling the cyclic air of gas turbogenerator is proposed. The scheme decisions of cooling the cyclic air of gas turbogenerator are discussed and their efficiency is estimated.

Key words: gas turbogenerator, cooling of air, low boiling working fluid, waste heat recovery refrigeration machine, exhaust gases, evaporative condenser.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина.

Горин Вадим Викторович – канд. техн. наук, доцент, докторант, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина.

Сапармамедов Андрей Назармамедович – аспирант, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина.

УДК 006.91

А.Г. БУРЯЧЕНКО, Г.С. РАНЧЕНКО

ОАО «Элемент», Одесса, Украина

ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА И МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ ОТВЕТСТВЕННЫХ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Отражены основные требования к объему испытаний, испытательной базе и методическому обеспечению испытаний бортового электронного оборудования и программно-технических комплексов испытаний авиационных двигателей. Освещены проблемные вопросы, возникающие при обеспечении испытаний, и показаны пути их решения на примере создания испытательной базы ОАО «Элемент» – разработчика комплектующих изделий авиационной техники. Приведены сведения о специализированном оборудовании, средствах автоматизации, методическом и программном обеспечении испытаний собственной разработки предприятия.

Ключевые слова: бортовое электронное оборудование, интеллектуальные датчики и системы, измерительные каналы, дестабилизирующие факторы, косвенные измерения, программное обеспечение.

Введение

Экспериментальные исследования характеристик изделий бортовой электронной аппаратуры и комплексов, обеспечивающих испытания авиационных двигателей, являются важным этапом, необходимым на всех стадиях жизненного цикла изделий, включая разработку, изготовление и сопровождение изделий в эксплуатации. Являясь разработчиком и изготовителем комплектующих изделий авиационной техники, ОАО «Элемент» – головная организация Минпромполитики по направлению «Электронные системы измерения, контроля параметров и управления авиационными двигателями» – уделяет значительное внимание формированию и совершенствованию испытательной базы, как в части оснащения стандартизованным оборудованием и средствами измерения, так и в части обеспечения специализированными средствами автоматизации экспериментальных исследований собственной разработки, вплоть до программных имитаторов режимов работы двигателя, самолетных и двигательных агрегатов.

1. Формулирование проблемы

Эксплуатация электронной бортовой аппаратуры подразумевает воздействие жестких внешних дестабилизирующих факторов, которые вызывают дополнительные погрешности в работе измерительных каналов, сокращают ресурс и могут вызвать как катастрофические, так и параметрические отказы. В частности, на аппаратуру воздействуют:

- изменения температуры окружающей среды в широком диапазоне (наиболее типичным является диапазон от минус 50 до +100 °С);
- механические удары, линейное ускорение и

вибрация, соответствующие перегрузкам 10... 15g и более;

- нестабильность питания, в том числе воздействие кратковременных (длительностью в несколько мс) импульсов, которые практически в два раза превышают номинал;
- электромагнитные помехи – фактор, который становится все более существенным в условиях повышения степени «электрификации» современных самолетов;
- для датчиков (каналов) измерения давления существенным фактором, снижающим ресурс, является также воздействие пульсаций измеряемого давления с амплитудой 20... 90 % от верхнего предела измерений с частотой в десятки и сотни герц.

Разработчик в процессе макетирования, изготовления и испытаний опытного образца обязан провести по возможности наиболее полные экспериментальные исследования влияния дестабилизирующих факторов на характеристики изделия, выбрать схему и конструкцию, которые обеспечат компенсацию влияния, и затем испытаниями подтвердить эффективность использованных решений. Для этого необходимо обеспечить:

- создание и поддержание в течение заданного времени условий окружающей и контролируемой среды, соответствующих реальным условиям эксплуатации;
- контроль метрологических характеристик измерительных каналов изделия, последующую обработку данных, и оценку результатов;
- достаточно полный контроль параметров изделия в части взаимодействия с внешними устройствами (например, бортовой ЭСУ) и выполнения функций изделия по выдаче управляющих сигналов

и команд в зависимости от принимаемой информации (например, сигналов датчиков, поступающих на входы измерительных каналов изделия);

- минимизацию трудозатрат на проведение измерений и обработку их результатов.

2. Решение проблемы

Для обеспечения испытаний разрабатываемых изделий с соблюдением перечисленных требований испытательная база ОАО «Элемент» создана и постоянно совершенствуется с соблюдением следующих принципов:

- в начале разработки проводится анализ требований к точности измерительных каналов разрабатываемых изделий, выбор методов контроля погрешностей и обработки результатов измерений с применением методов математической статистики и корреляционного анализа [1, 2, 3], затем на основе результатов проведенной работы формируются требования к точности рабочих эталонов с учетом критериев достоверности измерений [4] и при необходимости предприятие дооснащается новейшими современными средствами измерения (так, например, когда по мере ужесточения требований к пределам погрешности каналов измерения давления использовавшиеся ранее рабочие эталоны кл.0,05 перестали в полной мере обеспечивать проверку каналов, был приобретен манометр цифровой DPI 800P с набором датчиков давления кл.0,02);

- на основе стандартного оборудования с использованием специализированной технологической оснастки создаются испытательные стенды, обеспечивающие контроль всех необходимых параметров изделия во время воздействия дестабилизирующего фактора;

- при необходимости разрабатывается и изготавливается собственное испытательное оборудование и контрольно-проверочная аппаратура (в том числе с достаточно сложным программным обеспечением вплоть до имитации режимов работы двигателя в соответствии со специально разработанной математической моделью).

Примерами такого оборудования и устройств КПА собственной разработки могут служить:

- стенд циклического нагружения датчиков давления;
- имитатор ДБСКТ;
- стенд-имитатор режимов работы двигателя АИ-450.

Важным примером является также специализированное программное изделие, служащее инструментом проведения автоматизированных экспериментальных исследований характеристик вычислительных каналов при аттестации программно-технических комплексов испытаний авиационных двигателей.

Краткое описание перечисленных разработок ОАО «Элемент» дано ниже.

Стенд циклического нагружения датчиков давления (рис. 1) обеспечивает автоматизацию испыта-

ний датчиков на воздействие пульсаций давления с заданной частотой и амплитудой в течение необходимого времени.



Рис. 1. Стенд циклического нагружения датчиков давления

Воздействие быстропеременного давления является одним из наиболее существенных факторов ускорения выработки ресурса [5], поэтому проведение испытаний датчиков на циклическое нагружение – важный этап оценки показателей надежности. Стенд оснащен блоком управления с встроенным программным обеспечением, позволяющим задавать параметры испытаний

Имитатор ДБСКТ (дублированных синусно-косинусных трансформаторов, которые используются в качестве датчиков угла поворота) является примером относительно простого устройства в ряду разработанных в ОАО «Элемент» устройств КПА. Имитатор предназначен для проверки параметров системы контроля угла поворота СКУП, измерительные каналы которой обеспечивают обработку сигналов ДБСКТ. Имитатор обеспечивает формирование двух (синусного $U_{\sin}$ и косинусного $U_{\cos}$) переменных напряжений, синхронно изменяющихся в зависимости от заданного угла α , который вычисляется как арктангенс (арккотангенс) их отношения:

$$\alpha = \arctg(U_{\sin}/U_{\cos}).$$

Два экземпляра имитатора уже более 5 лет используются для проведения проверок изделий СКУП, изготовленных ОАО «Элемент» и принадлежащих в настоящее время ЗМКБ «Прогресс», ОАО «Мотор Сич» и АНТК им. Антонова. Погрешность имитаторов, систематически контролируемая при проведении проверок СКУП, не превышает $\pm 0,05^\circ$ (следует отметить, что погрешность датчиков ДБСКТ, как правило, на порядок больше). В настоящее время на предприятии разработана новая модель изделия СКУП со встроенным имитатором ДБСКТ, что значительно упрощает не только проверку, но и оперативный контроль параметров изделия.

Стенд-имитатор режимов работы двигателя АИ-450 – пример гораздо более сложного устройства КПА разработки ОАО «Элемент». Стенд-имитатор обеспечивает проверку параметров и отработку новых решений при разработке и испытаниях регулятора двигателя цифрового РДЦ-450 (рис. 2).

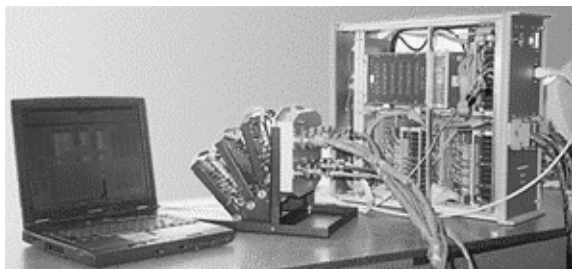


Рис. 2. Проверка блока РДЦ-450 с использованием стенда-имитатора

В программном обеспечении стенда-имитатора реализована модель двигателя, разработанная в тесном сотрудничестве с Харьковским авиационным институтом им. Н.Е. Жуковского и ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс». Первые изготовленные образцы блока РДЦ-450 прошли испытания на стенде-имитаторе и в составе двигателя, что позволило уточнить модель и алгоритмы. Результаты совместных исследований специалистов ОАО «Элемент» и их коллег в области моделирования отражены в ряде публикаций [6 – 8].

Примерами разработок методического и программного обеспечения испытаний, выполненных на предприятии, могут служить методика статистического анализа распределения погрешностей и специализированное программное изделие, интегрированное в состав программно-технических комплексов испытаний авиационных двигателей, изготавливаемых ОАО «Элемент», и являющееся инструментом проведения экспериментальных исследований характеристик вычислительных каналов при их аттестации.

Указанная методика статистического анализа распределения погрешностей [3], реализованная в специализированном программном обеспечении, используется для проведения оценки статистических характеристик датчиков и измерительных каналов. В частности, выполняются оценки среднего, дисперсии, коэффициентов асимметрии и эксцесса, а также построение гистограммы распределения

погрешностей для выборок большого объема и проверка гипотезы о принадлежности выборок к статистической модели в виде нормально распределенной совокупности. Для проведения экспериментальной оценки погрешностей так называемых вычислительных каналов изделий, т.е. каналов, обеспечивающих выполнение косвенных измерений (рис. 3), на предприятии разработано специализированное программное изделие [9], реализующее моделирование реальной ситуации на входах и на выходе вычислительного компонента с одновременным контролем ее отклонений от «идеального».

Эксперимент выполняется в автоматизированном режиме. На входы вычислительной компоненты вместо измерительных каналов подключается программное изделие, генерирующее данные – набор действительных значений входных величин X и значения погрешностей с учетом реальных законов распределения.

По результатам работы вычислительной компоненты с заданными значениями формируется представительная выборка значений погрешности косвенного измерения, которая затем может быть обработана с применением описанной выше методики статистического анализа.

Заключение

1. В ОАО «Элемент» создана и постоянно совершенствуется методическая, аппаратная и программная база испытаний ответственных изделий авиационной техники (бортовой аппаратуры и программно-технических комплексов испытаний авиационных двигателей), соответствующая современным требованиям и обеспечивающая комплекс экспериментальных исследований характеристик выпускаемых изделий на всех стадиях их жизненного цикла, начиная от разработки.

2. Испытательная база сформирована и совершенствуется на основе всестороннего анализа требований к характеристикам изделий и к условиям



Рис. 3. Структура канала косвенных измерений

их эксплуатации с учетом задач обеспечения достоверности измерений и автоматизации испытаний с целью сокращения сроков и трудозатрат. Значительную долю испытательного оборудования, контрольно-проверочной аппаратуры и программного обеспечения испытаний составляют оригинальные изделия собственной разработки предприятия.

3. В дальнейшем намечены перспективы развития испытательной базы предприятия в первую очередь за счет:

- совершенствования методического обеспечения;
- повышения степени автоматизации исследований характеристик изделий;
- расширения состава и функциональных возможностей стендов-имитаторов, прежде всего программных.

Литература

1. СТ СЭВ 545-77 Прикладная статистика. Правила оценки аномальности результатов наблюдений.
2. МУ 1.1.180-88. Метрологическое обеспечение испытаний ГТД. Методика определения корреляционных характеристик параметров ГТД на установившихся и неустойчивых режимах испытаний с применением информационно-измерительных систем.
3. Миргород В.Ф. Методика и результаты статистического анализа распределения погреш-

ностей датчиков давления для диагностических систем газотурбинных двигателей / В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко, А.Г. Буряченко, В.М. Грудинкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №10 (36). – С. 134-137.

4. МИ 187-86. ГСИ. Критерии достоверности и параметры методик поверки.

5. Буряченко А.Г. Критерии и результаты оценки надежности датчиков давления для авиационных двигателей / А.Г. Буряченко, Н.П. Волошина, Г.С. Ранченко, Ж. Деклама // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – №7 (15). – С. 158-161.

6. Волков Д.И. Сопряжение диапазонов задания параметров квазилинейной динамической модели ГТД при ее кусочно-линейном представлении / Д.И. Волков, С.В. Епифанов // *Вестник двигателестроения*. – 2005. – №2. – С. 67-69.

7. Волков Д.И. Имитация двигательных и самолетных агрегатов при стендовых испытаниях авиационных двигателей / Д.И. Волков, В.А. Качура, А.А. Разладский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 7 (33). – С. 135-138.

8. Миргород В.Ф. Виртуальный стенд моделирования систем авиационных двигателей / В.Ф. Миргород, В.М. Грудинкин // *Искусственный интеллект*. – 2006. – № 3. – С. 186-191.

9. Ранченко Г.С. Оценка погрешностей косвенных измерений при испытаниях газотурбинных двигателей / Г.С. Ранченко, А.Г. Буряченко, Д.И. Волков // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 41/6. – С. 160-163.

Поступила в редакцию 2.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Положаенко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

ВИПРОБУВАЛЬНА БАЗА ТА МЕТОДИЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИПРОБУВАНЬ ВІДПОВІДАЛЬНИХ ВИРОБІВ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

А.Г. Буряченко, Г.С. Ранченко

Визначені головні вимоги до об'єму випробувань, випробувальній базі та методичному забезпеченню випробувань бортового електронного обладнання та програмно-технічних комплексів для випробувань авіаційних двигунів. Висвітлені проблемні питання, які з'являються при забезпеченні випробувань, та показані шляхи їх вирішення на прикладі створення випробувальної бази ВАТ «Елемент» – розробника комплектуючих виробів авіаційної техніки. Наведені відомості про спеціалізоване обладнання, засоби автоматизації, методичне та програмне забезпечення випробувань власної розробки підприємства.

Ключові слова: бортове електронне обладнання, інтелектуальні датчики та системи, вимірювальні канали, дестабілізуючі фактори, похибка, посередні вимірювання, програмне забезпечення.

TEST BASIS AND METHODOLOGICAL APPROACH FOR TESTS OF CRITICAL ITEMS OF AEROSPACE ENGINEERING

A.G. Buryachenko, G.S. Ranchenko

Main requirements to the volume of tests, test basis and methodological approach for tests of the board electronic equipment and the program-technical complexes of aviation engines are determined. Problem questions which appear until tests and the way of their solution are shown by example of JSC "Element" 's test basis creation. JSC "Element" is developer of aerospace engineering components. Information about special equipment, autoimmunization means, methodical and program approach for test developed by JSC "Element is given.

Key words: board electronic equipment, smart transducers and systems, measuring channels, destabilizing factors, error, indirect measurement, software.

Буряченко Анна Григорьевна – главный метролог, ОАО «Элемент», Одесса, e-mail: element@farlep.net.

Ранченко Геннадий Степанович – канд. техн. наук, главный конструктор, ОАО «Элемент», Одесса, e-mail: element@farlep.net.

УДК 621.396:537.874.4

А.Д. АБРАМОВ, Т.А. ПЕТРУНИНА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ОБНАРУЖЕНИЕ СИГНАЛА ПО СОВОКУПНОСТИ ВЫБОРОК ДЛЯ ВИБРОАКУСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ КОНСТРУКЦИЙ БОРТОВЫХ УСТРОЙСТВ

В работе синтезирована технология обнаружения сигнала по совокупности выборок как решение задачи оптимизации в рамках метода максимального правдоподобия. Особенностью решения является применение в качестве критической статистики функции, зависящей от собственных значений ковариационной матрицы наблюдений. Синтезирован удобный в вычислительной реализации тест, который использует табулированную статистику и обеспечивает как оперативность получения результатов, так и возможность управления величиной вероятности ошибки первого рода. Показана эффективность использования полученных результатов и их практическая значимость.

Ключевые слова: метод максимального правдоподобия, собственные значения, собственный вектор, ошибка первого рода, вероятность правильного обнаружения.

Введение

Повышение надежности бортовых устройств космических аппаратов (КА) может быть достигнуто за счет обнаружения предвестников и своевременного устранения дальнейших причин отказов на основании анализа амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) откликов тестируемого блока и диагностических акустических сигналов [1, 2]. Поэтому разработка технологий диагностики, в частности, принципов синтеза эффективных алгоритмов обнаружения вибросигналов, включая гармонические, в резонансной зоне от заданного числа датчиков или при наличии разрывов в наблюдениях без разборки устройств актуальна.

Формулировка проблемы

Ограничения использования метода максимального правдоподобия (ММП) в традиционной форме для решения задач обнаружения сигналов-предвестников хорошо известны практикам: концепция идентичности в интервалах наблюдения интенсивности и начальной фазы не всегда может быть практически обоснована, а сокращение размера вектора входных данных (отсчетов наблюдений) каждой из реализаций приводит к существенному ухудшению качественных показателей обнаружения в целом.

Здесь применительно к вещественным процессам в рамках критерия отношения правдоподобия (КОП) приводится вычислительный тест для обнаружения в резонансной зоне с заданной вероят-

ностью ошибки первого рода гармонических вибросигналов с неизвестными: изменяющейся интенсивностью, начальной фазой и частотой. Критическая статистика для реализации теста формируется из наблюдений на L независимых отрезках времени.

Полагаем, что в качестве исходных данных на основании которых принимаются решения задана последовательность $U_l (l=1, L)$, состоящая из временных отсчетов аддитивной смеси сигнальной S_l и помеховой e_l компонент:

$$U_l = S_l + e_l; \quad l=1, \overline{L}. \quad (1)$$

Элемент S_{kl} ($k=1, K$) составляющей

$$S_l^T = (S_{1l}, S_{2l}, \dots, S_{kl})$$

вектора

$$U_l^T = [U_{1l}, U_{2l}, \dots, U_{kl}]$$

(«Т» – знак транспонирования) определен как

$$S_{kl} = a_1 \cos\{2\pi f_0(k-1)\Delta t\} + b_1 \sin\{2\pi f_0(k-1)\Delta t\} = 0,5 \{ \dot{C}_1 \dot{\lambda}^{k-1} + \dot{C}_1^* (\dot{\lambda}^*)^{k-1} \}. \quad (2)$$

В равенствах (1) и (2):

$$\dot{C}_l = C_l e^{j\phi_l} = a_1 + jb_1;$$

$$C_l = \sqrt{a_1^2 + b_1^2};$$

$$\phi_l = \arctg(b_1/a_1);$$

$$\dot{\lambda} = \exp(j2\pi f_0 \Delta t), \quad (3)$$

где a_1 и b_1 – составляющие комплексной интенсивности $\dot{C}_l$, ϕ_l – обобщенная начальная фаза; f_0 – частота сигнала из диапазона $f_0 \in 2F$, «*» – знак

комплексного сопряжения; $\Delta t = 1/2F$; $T_1 \geq (k-1)\Delta t$; $a_1 \in (a_{\min}, a_{\max})$; $b_1 \in (b_{\min}, b_{\max})$.

Непредсказуемость числового значения ϕ_1 из диапазона $\{-\pi, \pi\}$ обусловлена, в частности, неидентичностью выбора начала 1-го $T_1(l=1, \overline{L})$ отрезка наблюдения.

Амплитудные множители a_1 и b_1 комплексной интенсивности $\dot{C}_1$, обобщенную фазу ϕ_1 и параметр $\dot{\lambda}(\dot{\lambda}^*)$ считаем несущественными факторами $\alpha^T = (a_1, b_1, \phi_1, \lambda, \lambda^*)$ с предполагаемым распределением $\rho(\alpha)$ из многомерной области Ψ .

Шумы измерителя $\varepsilon_1^T = [\varepsilon_{11}, \varepsilon_{21}, \dots, \varepsilon_{k1}]$ – гауссовский случайный процесс (независимый от сигнальной компоненты) с нулевым математическим ожиданием $\langle \varepsilon_1 \rangle = 0$ и корреляционной матрицей $R = \langle \varepsilon_1 \varepsilon_1^T \rangle = \sigma_0^2 I_k \delta(1-t)$, I_k – единичная (кЧк) – размерная матрица, $\delta(\cdot)$ – символ Кронекера, σ_0^2 – мощность шумовой компоненты.

Требуется при указанных исходных данных разработать процедуру обнаружения компоненты S_1 с неизвестной f_0 при отсутствии априорных сведений о мощности σ_0^2 шумов.

Решение проблемы

В технической литературе последних лет предложены эффективные правила обнаружения сигналов с быстрофлуктуирующей интенсивностью. Например, в работе [3], максимально правдоподобная идеология синтеза решающих правил для обнаружения упомянутых сигналов трансформирована в методику «подгонки» матрицы $S = \langle S_1 S_1^T \rangle + \sigma_0^2 I_k$ к выборочной W :

$$W = \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L U_l U_l^T, \quad (4)$$

при проверке сложных гипотез H_n ($n=0, 1, 2, \dots$). Подобная трансформация позволила оценить количественную меру расхождения γ_n

$$\gamma_n = \ln \{P(U^L/S)/P(U^L/W)\}, \quad (5)$$

имеющихся в распоряжении исследователя выборочных данных $U^L = [U_1, U_2, \dots, U_L]$ с выдвинутой гипотезой H_n , в частности, с H_1 – сигнальная компонента присутствует. Альтернатива – H_0 (сигнальная компонента отсутствует).

Здесь $P(U^L/9)$ – плотность вероятности совокупности $U^L = [U_1, U_2, \dots, U_L]$ относительно обусловленного события $9 \in (S, W)$.

Применение подобных правил для обнаружения вибросигналов вида (2) с изменяющейся по наблюдениям интенсивностью имеет основание. Для доказательства этого утверждения детализируем связь функции правдоподобия $P(U^L/R)$, записанной относительно $R = \sigma_0^2 I_k$ в условиях гипотезы H_1 , с условной плотностью $P(U^L/\alpha, R)$ и распределением $\rho(\alpha)$

$$P(U^L/R) = \int_{\Psi} P(U^L/\alpha, R) \rho(\alpha) d\alpha. \quad (6)$$

Здесь каждой точке множества Ψ возможных исходов случайного эксперимента сопоставляется конкретная реализация независимых случайных величин $a_1, b_1, \dot{\lambda}(\dot{\lambda}^*)$, а

$$P(U^L/\alpha, R) = 2\pi^{-\frac{Lk}{2}} |R|^{-\frac{L}{2}} \times \exp \left\{ -\sum_{l=1}^L (U_l - S_1)^T R^{-1} (U_l - S_1) \right\}. \quad (7)$$

Матрица R положительно определена, для ее детерминанта использовано обозначение – $|R|$. Без потери общности повествования при записи соотношения (6) использовано понятие объемного интеграла по области определения Ψ , отражающего факт последовательного интегрирования, кратность которого определена мерностью соответствующей плотности.

Очевидно, что норма $\|U_l - S_1\|$ не изменится при ортогональном преобразовании вектора $\Psi_l = U_l - S_1$.

Следовательно, если D – ортогональная (кЧк) матрица, $DD^T = I_k$, то при $R = \sigma_0^2 \cdot I$ невязка

$$\Theta^2 = \sum_{l=1}^L (U_l - S_1)^T R^{-1} (U_l - S_1) \text{ будет равна}$$

$$\Theta^2 = \sum_{l=1}^L [D(U_l - S_1)]^T R^{-1} [D(U_l - S_1)]. \quad (8)$$

Последнее равенство при $L \gg 1$ на основании разложения Такаги [4] тривиально приводится к виду

$$\begin{aligned} \Theta^2 &= L \text{Sp} \{ R^{-1} (\Phi - Y) \} = \\ &= L \text{Sp} \left\{ \left[R_1^{-1} (\Phi_1 - Y_1) \right] + \left[R_{k-1}^{-1} v_{k-1} \right] \right\}. \end{aligned} \quad (9)$$

Здесь $\text{Sp}T$ – след матрицы T ;

$$\Phi = \text{DWD}^T = \text{diag}(\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_k); \Phi_i (i=\overline{1, k}) > 0;$$

$$Y = \text{DSD}^T = \text{diag}(Y_1, Y_2, \dots, Y_k);$$

$Y_i \geq 0$, Φ_i и Y_i - i -ое собственное число матриц

W и $S = \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L S_l S_l^T$ соответственно, $R_1 = \sigma_0^2$,

$$R_{k-1} = \sigma_0^2 I_{k-1}, v_{k-1} = \text{diag}(\Phi_2, \Phi_3, \dots, \Phi_k).$$

Приведенные соотношения позволяют правую часть равенства (7) записать в виде произведения двух сомножителей

$$P(\dots) = P(U^L / R_{k-1}, v_{k-1}) P(U^L / R_1, (\Phi_1 - Y_1)). \quad (10)$$

При выполнении гипотезы H_1 первый сомножитель $P(U^L / R_{k-1}, v_{k-1})$

$$P(U^L / R_{k-1}, v_{k-1}) = 2\pi^{-0,5L(k-1)} |R_{k-1}|^{-0,5L} \times \exp(-L \text{Sp} R_{k-1}^{-1} v_{k-1}), \quad (11)$$

в отличие от $P(U^L / R_1, (\Phi_1 - Y_1))$

$$P(U^L / R_{k-1}, (\Phi_1 - Y_1)) = 2\pi^{-0,5L} |R_1|^{-0,5L} \times \exp(-L \text{Sp} R_1^{-1} (\Phi_1 - Y_1)). \quad (12)$$

Не зависит от вариации амплитуды гармоники на интервалах наблюдения, во втором $\text{Sp} R_1^{-1} (\Phi_1 - Y_1)$ фактически определяет величину относительной невязки между Y_0^2 и $(\Phi_1 - Y_1)$.

С учетом (10) при выполнении H_1 мера расхождения γ_1 факторизуется

$$\gamma_{H1} = T_{k-1}(U^L, \sigma_0^2, v_{k-1}) + T_1(U^L, \sigma_0^2, (\Phi_1 - Y_1)). \quad (13)$$

Здесь

$$T_{k-1}(\cdot) = \ln \frac{P(U^L / v_{k-1})}{P(U^L / v_{k-1} = R_{k-1})}; \quad (14)$$

$$T_1(\cdot) = \ln \int_{\Psi} \frac{P(U^L / (\Phi_1 - Y_1))}{P(U^L / \sigma_0^2 = \Phi_1 - Y_1)} d\alpha, \quad (15)$$

причем $(\Phi_1 - Y_1)$ является функцией от α .

Из приведенной факторизации вытекает, что правило принятия решения о наличии в наблюдениях вибросигнала будет оптимальны в рамках КОП тогда, когда оно обеспечит минимум по R_{k-1} и $R_1 = \sigma_0^2$ статистики (13).

Очевидно, что относительная независимость вклада составляющих (15) в достижение минимума цитируемой статистики позволяет говорить о возможности использования каждого из них для формирования соответствующего правила обнаружения.

В частности: посредством адаптационной минимизации $T_{k-1}(\cdot)$ при неизвестной σ_0^2 , как функ-

ции инвариантной к изменениям интенсивности сигнальной компоненты на интервалах наблюдения.

Базируясь на подходе, ориентированном на минимизацию первого из слагаемых (13) и конкретизируя цитируемую методологию к настоящим исходным данным нетрудно показать, что адаптационная критическая статистика F_n в решаемой задаче приводит к виду:

$$F_{Hn} = (L-1) \times \left\{ (k-n) \ln \sum_{t=n+1}^k \Phi_t - \sum_{t=n+1}^k \ln \Phi_t - (k-n) \ln(k-n) \right\},$$

$n=0,1$, которая имеет асимптотически χ^2 -распределения с $t(n, k) = 0,5(k-n)(k-n+1)-1$ степенями свободы [3].

В технологическом отношении обнаружение целесообразно свести к формированию по наблюдениям U^L матрицы межинтервальных корреляций W , вычислению ее собственных значений и числовой последовательности F_{H0} и F_{H1} для соответствующих гипотез, сравнению $F_{Hn} (n=0,1)$ с порогом $\chi_{\alpha, t(n, k)}^2$, который выбран из таблиц χ^2 -распределения по заданному уровню значимости α и числу степеней свободы $t(n, k)$

При условии $F_{H0} > \chi_{\alpha, t(0, k)}^2$ гипотеза H_0 об отсутствии в наблюдениях гармоники отвергается. Далее переходит к проверке H_1 . Если $F_{H1} < \chi_{\alpha, t(1, k)}^2$, то выносится решение: наблюдаемый процесс содержит виброгармонический сигнал. В вычислительном плане тест обнаружения вибросигнала может быть упрощен за счет анализа только одной статистики F_{H0} : если $F_{H0} > \chi_{\alpha, t(0, k)}^2$, то верна гипотеза H_1 .

Для подтверждения теоретических выводов приводим результаты исследований, полученные на уровне цифрового статистического эксперимента. Моделировалась обработка наблюдений, полученных на $L=9$ интервалах. В каждом $T_l (l=\overline{1, L})$ наблюдения представлялись в виде аддитивной смеси гармонического сигнала и гауссовского случайного процесса (шума) с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ_0^2 .

Аналізу были подвергнуты две модельные ситуации:

– распределение интенсивности по интервалам подчиняется нормальному закону с математическим ожиданием $\langle |\dot{C}_1| \rangle = 0,5$ и дисперсией

$$\sigma_{|\dot{C}_1|}^2 = 0,25;$$

– распределение вероятности непрерывной величины $|\dot{C}_1|$ в диапазоне (от 0 до 1) подчиняется равномерному закону.

Кроме того, полагалось, что начальная фаза φ_1 ($1 \in \overline{1,9}$) на каждом T_1 распределена равномерно

$$P(\varphi_1) = \begin{cases} \frac{1}{2\pi} & \text{при } \varphi \in (0, 2\pi); \\ 0 & \text{при } \varphi \notin (0, 2\pi). \end{cases} \quad (16)$$

Было проведено 500 экспериментов, уровень значимости выбран равным $\alpha = 0,01$. Определялось количество правильных решений

$$F_{H1} \leq \chi_{\alpha, t(1, k)}^2$$

об обнаружении «искаженной» гармоники при различных соотношениях сигнал/шум μ

$$\mu = \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L \frac{\sigma_l^2}{\sigma_0^2}, \quad (17)$$

где σ_l^2 – мощность сигнальной компоненты на l -м интервале наблюдения для упомянутых позиций 1 и 2. Выборочная межинтервальная ковариация W оценивалась по $K=81$ временным отсчетам. На основании числового материала, полученного в результате аттестации теста, построены рабочие характеристики, рис. 1, иллюстрирующие зависимость вероятности $P_{пр}$ правильного обнаружения от соотношения сигнал/шум μ для ситуаций 1 и 2.



Рис. 1. Зависимость вероятности правильного обнаружения от соотношения сигнал/шум.

1 – равномерное распределение;
2 – нормальное распределение

Моделирование проводилось по упрощенной в вычислительном плане схеме: если числовое значение F_{H0} критической статистики $F_{H0} > \chi_{\alpha, t(0, k)}^2$, то гипотеза H_1 принимается.

Для наглядности было проведено сравнение качественных показателей синтезированного теста обнаружения вещественного гармонического сигнала

с показателями традиционного, отвечающего критерию Неймана-Пирсона [5].

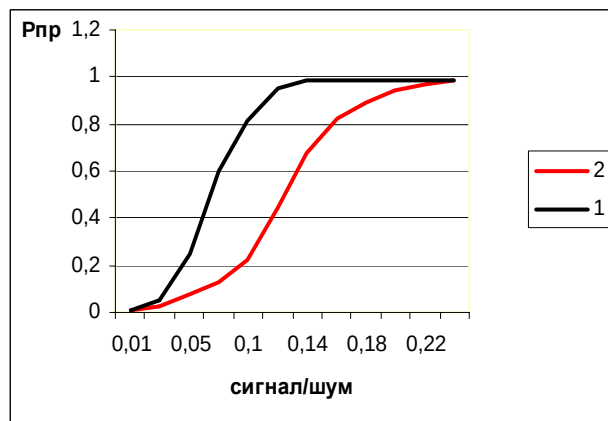


Рис. 2. Вероятность правильного обнаружения по критерию Неймана-Пирсона и синтезированного теста

Результаты моделирования – рабочие характеристики представлены на рис. 2. Линии ряда 1, соединяющие экспериментальные данные, дают возможность проследить за динамикой изменения вероятности правильного обнаружения $P_{пр}$ при изменении μ в условиях использования критической статистики F_{H0} , кривая ряда 2 иллюстрирует результаты моделирования, полученные при использовании традиционного теста,

Заключение

Приведенные теоретические и экспериментальные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- синтезированный тест принятия решения о наличии в резонансной зоне вибросигнала не зависит от характера изменения ее интенсивности на интервалах наблюдения;
- технология, реализующая тест. Проста в вычислительной реализации, использует табулированную статистику и позволяет управлять ошибкой первого рода.

Литература

1. Тумновский С.Р. Виброакустический контроль бортовой космической аппаратуры / С.Р. Тумновский, С.У. Увайсов, И.А. Иванов, Р.И. Увайсов // Мир измерений. – 2007. – № 12. – С. 4-7.
2. Шабаев В.М. Вибродиагностика подшипников качения при монтаже и сборке тяжелых роторных узлов. / В.М. Шабаев, А.С. Казануев, М.К. Леонтьев, И.В. Гаранин, В.А. Карасев // Контроль. Диагностика. – 2007. – № 11. – С. 18-25.

3. Абрамов А.Д. Определение числа шумовых пространственно-временных сигналов методом проверки сложных гипотез по критерию отношения правдоподобия / А.Д. Абрамов // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр.* – Х.: Харьковский авиационный ин-т им. Н.Е. Жуковского. – 1997. – С. 284-288.

4. Корн Г.П. Справочник по математик / Г.П. Корн., Г.Т. Корн. – М.: Наука, – 1973. – 832 с.

5. Теория обнаружения сигналов / П.С. Акимов, П.А. Бакут, В.А. Богданович и др.; Под ред. П.А. Бакута. – М.: Радио и связь, – 1984. – 440 с.

Поступила в редакцию 12.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Приема, передачи и обработки сигналов ЛА» В.В. Лукин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, Харьков.

ВИЯВЛЕННЯ СИГНАЛУ ПО СУКУПНОСТІ ВИБІРОК ДЛЯ ВІБРОАКУСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЮ КОНСТРУКЦІЙ БОРТОВИХ ПРИСТРОЇВ

О.Д. Абрамов, Т.О. Петруніна

У роботі синтезована технологія виявлення сигналу по сукупності вибірок як рішення задачі оптимізації в рамках методу максимальної правдоподібності. Особливістю рішення є застосування у якості критичної статистики функції, залежної від власних значень коваріаційної матриці спостережень. Синтезований зручний в обчислювальній реалізації тест, який використовує табульовану статистику і забезпечує як оперативність отримання результатів, так і можливість управління величиною вірогідності помилки першого роду. Показана ефективність використання отриманих результатів і їх практична значущість.

Ключові слова: метод максимальної правдоподібності, власні значення, власний вектор, помилка першого роду, вірогідність правильного виявлення.

DETECTION OF THE SIGNAL BY USING TOTALLY SAMPLES FOR VIBROACOUSTIC CONTROL OF BOARD EQUIPMENT CONSTRUCTION

A.D. Abramov, T.A. Petrunina

The technology of detection of the signal by using totally samples as solution of the task of optimization within maximum likelihood method has been synthesized. The modified maximum probability methodology has been used for solving the above-mentioned task. The application of covariance matrix eigenvalues dependent function as critical statistics is peculiarity of this solution. The test convenient in calculation uses the tabulated statistics and provides efficiency in getting results and possibility of type 1 error value management has been synthesized. The efficiency of using obtained results and their practical concernment has been shown.

Key words: maximum likelihood method, own values, own vector, error of the first family, probability of correct discovery.

Абрамов Александр Дмитриевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Петрунина Татьяна Александровна – аспирантка, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.391

В.В. БАРАННИК¹, А.В. ХАХАНОВА²¹Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина²Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Украина

МЕТОД ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДВОИЧНЫХ ОДНОМЕРНЫХ ПЛАВАЮЩИХ СТРУКТУРНЫХ ЧИСЕЛ

Излагаются основные этапы метода восстановления двоичных данных без внесения погрешности в системах аэрокосмического мониторинга на основе одномерного плавающего структурного декодирования. Данный метод базируется на: 1) проведении разметки массивов данных по одномерным структурным числам. Для этого используется построенное правило определения допустимости двоичного элемента для текущего числа; 2) рекуррентном восстановлении двоичных элементов на основе информации о двух предыдущих восстановленных элементах. Такой подход позволяет вычислить весовой коэффициент восстанавливаемого элемента на основе весового коэффициента предыдущих элементов. Это обеспечивает снижение количества операций на обработку. Безпогрешностное восстановление двоичных данных достигается за счет взаимоднозначности одномерного плавающего структурного представления двоичных данных и использовании только целочисленных арифметических операций.

Ключевые слова: одномерное плавающее структурное число, рекуррентное декодирование, число серий единиц.

Введение

Постановка проблемы и анализ литературы.

В соответствии с национальными космическими программами Украины приоритетные направления совершенствования космической отрасли связаны с развитием систем аэрокосмического мониторинга. Одна из проблем состоит в необходимости своевременной обработки на борту космических аппаратов и передачи по каналам связи больших объемов данных [1, 2]. В тоже время тактико-технические возможности бортовой аппаратуры передачи и обработки ограничены. Это приводит к увеличению времени доведения информации. Одно из направлений решения данной проблемы заключается в уменьшении объемов данных за счет их компактного представления [2 – 4]. Однако, существующие методы сжатия двоичных данных не обеспечивают требуемого времени доведения. Это обусловлено большими временными затратами на обработку и низкими значениями степени сжатия. Поэтому дальнейшее развитие методов сжатия и восстановления информации является **актуальным направлением научно-прикладных исследований**.

Одним из эффективных методов сжатия без потери информации является метод одномерного структурного плавающего кодирования [4]. Однако, для обеспечения достоверного и своевременного получения данных на приемной стороне необходимо организовать процесс их восстановления на ос-

нове сжатого представления. Поэтому **цель статьи** состоит в создании метода восстановления двоичных данных на основе структурного одномерного декодирования.

1. Основной материал

Для взаимоднозначного восстановления данных требуется использовать служебную информацию. В данном случае служебной информацией являются последовательности структурных признаков – число η серий единиц, выявленных для матриц знаков.

Разработка одномерного плавающего структурного декодирования. Процесс декодирования сводится к восстановлению элементов $g_{k\ell}$ двоичных матриц по значению кода C_v , числу серий единиц η и длине ОПСЧ v . Декодирование осуществляется на основе следующих этапов:

Первый этап. Формирование ОПСЧ, для двоичных массивов G . Для этого требуется определить необходимую и достаточную дополнительную информацию, которая позволит определить количество элементов v в ОПСЧ на основе известной информации. Известными служебными данными являются значение числа серий единиц η и длина кодограммы M . Величина v вычисляется на основе неравенств:

- если для $(v+1)$ происходит $\eta = \text{const}$, то

$$V_{v,\eta} (v+2) / (v+2-2\eta) \leq 2^M - 1;$$

- если для $(v+1)$ происходит $(\eta+1)$, то

$$V_{v,\eta} \frac{(v+2)(v+1-2\eta)}{(2\eta+1)(2\eta+2)} \leq 2^M - 1,$$

задающих функцию блокирования переполнения машинного слова. Отсюда для нахождения величины v на приемной стороне используется неравенство

$$V_{v,\eta} = \frac{(v+1)!}{(2\eta)!(v+1-2\eta)!} \leq 2^M - 1. \quad (1)$$

Исходя из неравенства (1) дополнительной информацией может быть сама величина v . В тоже время на основе неравенства $V_{v,\eta_{\text{ср}}} < 2^v$ следует, что выполняется условие

$$V_{M,\eta} = \frac{(M+1)!}{(2\eta)!(M+1-2\eta)!} \leq 2^M - 1. \quad (2)$$

Тогда вместо дополнительной передачи величины v предлагается использовать величину Δv , равную разнице между количеством элементов v в ОПСЧ и количеством разрядов, отводимым на представление кодограммы M :

$$\Delta v = v - M. \quad (3)$$

В соответствии с выражением (3) определение величины v на основе известных значений величин M и Δv проводится по формуле

$$v = \Delta v + M. \quad (4)$$

Второй этап. По известным значениям величин v , кода-номера C_v , числу серий единиц η осуществляется восстановление элементов $g_{\xi v}$ одномерного плавающего структурного числа. Для этого используется следующая система выражений:

$$g_{\xi v} = \text{sign}(1 + \text{sign}(c_{\xi-1,v} - \varphi_{\xi v})), \quad (5)$$

где $c_{\xi v}$ – остаточное значение кода-номера C_v , полученное для подпоследовательности $G(\xi+1)_v$, состоящей из $(v-\xi)$ двоичных элементов: $G(\xi+1)_v = \{g_{\xi+1,v}, \dots, g_{v,v}\}$;

$\varphi_{\xi v}$ – весовой коэффициент элемента $g_{\xi v}$, равный количеству двоичных подпоследовательностей $G(\xi)_v$, у которых ξ -й элемент равен нулю, т.е. $g_{\xi v} = 0$.

Значение величины $c_{\xi v}$ на основе известного значения $c_{\xi-1,v}$ на предыдущем шаге определяется по формуле

$$c_{\xi v} = c_{\xi-1,v} - g_{\xi v} \varphi_{\xi v}; \quad c_{0,v} = C_v, \quad (6)$$

где $c_{0,v}$ – начальные значения остаточных кодовых номеров.

Значение весового коэффициента $\varphi_{\xi v}$ находится по рекуррентной формуле на основе известного коэффициента $\varphi_{\xi-1,v}$. При этом анализируются значения восстановленных элементов на двух предыдущих шагах обработки:

– если $g_{\xi-2,v} = 1$, а $g_{\xi-1,v} = 0$, а также если

$$|g_{\xi-2,v} - g_{\xi-1,v}| = 0 \text{ и } (g_{\xi-2,v} - g_{\xi-1,v}) = 0, \text{ то}$$

$$\varphi_{\xi v} = \varphi_{\xi-1,v} (v - \xi + 1 - t_{\xi-1,v} + 1) / (v - \xi + 2); \quad (7)$$

– если $g_{\xi-2,v} = 0$, а $g_{\xi-1,v} = 1$, то

$$\varphi_{\xi v} = \varphi_{\xi-1,v} \times$$

$$\times \prod_{\gamma=1}^2 (t_{\xi-1,v} + \gamma) / (v - \xi + 1 - t_{\xi-1,v})(v - \xi + 2). \quad (8)$$

Соотношения (7) и (8) позволяют определять величину $\varphi_{\xi v}$ на основе восстановленных элементов $g_{\xi-2,v}$ и $g_{\xi-1,v}$ и известного значения рекуррентного параметра $t_{\xi-1,v}$:

$$t_{\xi,v} = t_{\xi-1,v} - |g_{\xi-1,v} - g_{\xi,v}| + (g_{\xi-1,v} - g_{\xi,v}). \quad (9)$$

Начальное значение величины $t_{\xi-1,v}$ равно $t_{0,v} = 2\eta$.

Первый и второй этапы повторяются до тех пор, пока не будет восстановлен элемент матрицы знаков с координатами $(n; n)$. После получения на приемной стороне служебной информации организуется восстановление компонент трансформант ДПУ.

Таким образом:

1. Обоснована необходимая служебная информация, которая требуется для взаимоднозначного восстановления двоичных данных.

2. Построено рекуррентное восстановление элементов двоичных массивов, основанное на одномерном плавающем структурном декодировании двоичных последовательностей. Данное декодирование отличается от других подходов тем, что: декодирование проводится для кодовых конструкций, сформированных для переменного количества двоичных элементов; весовые коэффициенты находятся по рекуррентным выражениям на основе известных значений двух предшествующих восстановленных элементов и весового коэффициента предшествующего элемента.

Заключение

Разработан метода восстановления двоичных данных без внесения погрешности в системах аэрокосмического мониторинга на основе одномерного плавающего структурного декодирования. Данный метод базируется на:

1) проведении разметки массивов данных по одномерным структурным числам. Для этого используется построенное правило определения допустимости двоичного элемента для текущего числа;

2) рекуррентном восстановлении двоичных элементов на основе информации о двух предыдущих восстановленных элементах.

Такой подход позволяет вычислить весовой коэффициент восстанавливаемого элемента на основе весового коэффициента предыдущих элементов. Это обеспечивает снижение количества операций на обработку.

Литература

1. Ватолин В.И. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. / В.И. Ватолин, А. Ратушняк, М. Смирнов, В. Юкин. – М.: ДИАЛОГ – МИФИ, 2002. – 384 с.
2. Королев А.В. Оценка количества информации изображения по числу серий одинаковых элементов / А.В. Королев, В.В. Баранник // Системы обработки информации. – Х.: ХВУ. – 2002. – Вып. 2 (18). – С. 43-46.
3. Баранник В.В. Рекуррентное двухпризнаковое двоичное полиадическое кодирование / В.В. Баранник, А.К. Юдин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАУ «ХАИ». – 2006. – Вып. 33. – С. 22-28.
4. Баранник В.В. Усеченное представление двоичных данных с ограниченным числом серий в полиадическом пространстве / В.В. Баранник, А.К. Юдин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 2. – С. 87-92.

Поступила в редакцию 13.05.2008

Рецензент: д-р тех. наук, проф. О.Е. Федорович, Национальный аэрокосмический университет "ХАИ" им. Н.Е. Жуковского, Харьков.

МЕТОД ВІДНОВЛЕННЯ ДВІЙКОВИХ ОДНОВИМІРНИХ ПЛАВАЮЧИХ СТРУКТУРНИХ ЧИСЕЛ

В.В. Бараннік, Г.В. Хаханова

Висловлюються основні етапи методу відновлення двійкових даних без внесення погрешності в системах аерокосмічного моніторингу на основі одновимірного плаваючого структурного декодування. Даний метод базується на: 1) проведенні розмітки масивів даних по одновимірним структурним числам. Для цього використовується побудоване правило визначення допустимості двійкового елементу для поточного числа; 2) рекуррентному відновленні двійкових елементів на основі інформації про два попередніх відновлених елементів. Такий підхід дозволяє обчислити ваговий коефіцієнт відновлюваного елементу на основі вагового коефіцієнта попередніх елементів. Це забезпечує зниження кількості операцій на обробку. Без помилок відновлення двійкових даних досягається за рахунок взаємної однозначності одновимірного плаваючого структурного представлення двійкових даних і використання тільки цілочисельних арифметичних операцій.

Ключові слова: одновимірне плаваюче структурне число, рекуррентне декодування, число серий одиниць.

METHOD OF RENEWAL BINARY ONE MEASURING OF FLOATING STRUCTURAL NUMBERS

V.V. Barannik, A.V. Hahanova

The basic stages of method of renewal of binary information are expounded without bringing of error in the systems of the aerospace monitoring on basis one measuring of the floating structural decoding. This method is based on: 1) lead through of ramekin of arrays of data for one measuring structural numbers. For this purpose the built rule is utilized determination of admission of binary element for a current number; 2) recurrent renewal of binary elements on the basis of information about two previous recovered elements. Such approach allows to calculate the gravimetric coefficient of refurbishable element on the basis of gravimetric coefficient of previous elements. It provides the decline of amount of operations on treatment. Without an error renewal of binary information is arrived at due to a mutual unambiguity one measuring of floating structural presentation of binary information and the use only of integer arithmetic operations.

Key words: one measuring is a floating structural number, recurrent decoding, number of carouses of units.

Баранник Владимир Викторович, доктор технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Харьковского университета Воздушных Сил, Харьков, Украина.

Хаханова Анна Владимировна преподаватель Харьковского национального университета радиоэлектроники, Харьков, Украина.

УДК 621.454

С.Н. ЛАРЬКОВ

*Государственное научно-производственное предприятие «Объединение Коммунар»,
Харьков, Украина*

МЕТОД ОТОБРАЖЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАДАЧ МЕХАНИКИ СПЛОШНОЙ СРЕДЫ

Предложен метод отображения результатов моделирования задач механики сплошной среды, обеспечивающий отображение векторного поля с числом компонентов до трех и набора скалярных полей в одном картинном пространстве. Алгоритм метода, использующего цветовое пространство RGB, в котором каждому скалярному полю соответствует свой чистый цвет, построен таким образом, чтобы уменьшить влияние физиологических особенностей зрения на разрешающую способность метода. Разработанный метод цветового кодирования обеспечивает ясность дешифровки, с одной стороны, и возможность кодирования любого диапазона значений на числовой оси, с другой.

Ключевые слова: численное моделирование, визуализация, цветовое кодирование, отображение, вектор, скалярное поле.

Введение

Результатами математического моделирования задач механики сплошной среды являются многомерные численные массивы, представляющие собой параметры континуума на некоторой дискретной сетке.

Учитывая, что человек воспринимает порядка 90% информации посредством зрения [1], актуальной является задача представления результатов расчетов в какой-либо визуальной форме.

Широко используемые методы визуализации результатов моделирования основаны на отображении расчетной области в двумерное картинное пространство, причем определенному диапазону скалярных величин ставится в соответствие какой-либо цветовой код.

Расшифровка полученного изображения осуществляется с помощью цветовых шкал, визуализирующих функциональную зависимость между цветом и значением скалярной величины. Несмотря на широту применения, подобные методы обладают рядом принципиальных недостатков:

1. Невозможность кодирования векторных полей.
2. Невозможность кодирования на одном изображении взаимосвязанных скалярных полей (например, концентрация горючего и окислителя).

Обход этих недостатков вносит дополнительные условия в изображение. Например, отображение векторных полей (причем не более чем с 2-мя компонентами) осуществляется в виде изображения векторов в виде стрелок на картинной плоскости, а

численное значение вектора кодируется либо длиной, либо цветом стрелки. При этом для того, чтобы избежать загромождения картинки, отображение векторов осуществляется только для некоторого, обычно незначительного, числа вычислительных ячеек.

Отображение взаимосвязанных скалярных полей, например, массовых концентраций компонентов газовой смеси обычно осуществляется в виде отдельных изображений и вызывает значительные трудности при расшифровке состояния среды в интересующих областях.

1. Постановка задачи исследования

Задачей исследования является разработка метода отображения результатов математического моделирования путем построения изображения на картинной плоскости, кодирующего состояние до трех скалярных полей или векторного поля размерностью до 3.

Цветовое зрение человека обладает рядом особенностей, а именно:

1. Значительно большая разрешающая способность по отношению к уровню яркости цвета, чем к цветовому тону и насыщенности.
2. Неравномерность чувствительности глаза в диапазоне длин волн видимого света (наибольшая чувствительность в сине-зеленой областях спектра).

С учетом вышеизложенного, алгоритм должен быть построен таким образом, чтобы уменьшить влияние физиологических особенностей зрения на разрешающую способность метода.

1.1. Цветовая кодировка

Проведенные автором исследования опирались на работы проф. А.В. Амброжевича [2], в которых представление скалярных полей осуществлялось в виде цветowych карт с переходом от чисто черного цвета (значение 0), к насыщенному цветовому тону. При этом каждому физическому полю соответствует свой цвет, выбираемый из условий ясности дешифровки (красный – температура, синий – давление).

Получаемые изображения интуитивно понятны (нет цвета – нет поля), но обладают существенным недостатком: отображение отрицательных значений нетривиально. Таким образом, предлагаемые методы цветового кодирования должны обеспечить ясность дешифровки, с одной стороны, и возможность кодирования любого диапазона значений на числовой оси, с другой.

2. Описание разработанных алгоритмов

2.1. Используемые цветовые пространства

В цветовом пространстве RGB цвет представляется в виде смеси чистых цветовых компонент красного ($\lambda=620-760$ нм), зеленого (500-560 нм) и синего цветов (450-480 нм).

Метод задания цвета в цветовом пространстве RGB часто называют аддитивным.

С физической точки зрения цветовая система RGB отображает цвет самосветящегося тела и наиболее пригодна для описания цветов, отображаемых, например, на экране ЭЛТ.

Следует отметить, что цветовая система RGB соответствует психофизиологическим особенностям человеческого глаза, в котором существуют как рецепторы, чувствительные к уровню яркости (палочки), так и специфичные клетки, чувствительные к свету с определенной длиной волны (колбочки).

В случае описания цветов поверхностей в отраженном свете широкое распространение получила субтрактивная система CMY, в которой цвет представлен как результат вычитания из белого цвета цветовых компонент голубого (cyan), малинового (magenta) и желтого (yellow) цветов.

Физический смысл цветовой модели CMY заключается в фильтрации падающего белого света на отражающую подложку идеальными светофильтрами, поглощающими лучи в диапазоне красных, зеленых или синих длин волн монохроматического света соответственно.

Взаимное расположение систем RGB и CMY представлено на рис. 1.

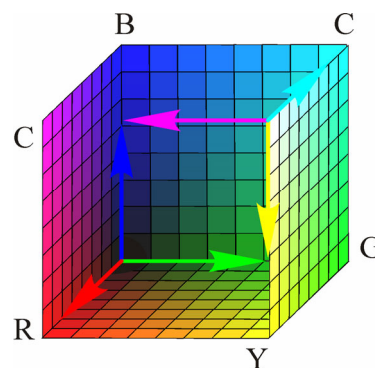


Рис. 1. Расположение пространств RGB и CMY

Для нужд компьютерной графики цвет, отображаемый ЭЛТ, представляются в виде набора трех однобайтных чисел в диапазоне 0...255, соответствующих интенсивности излучения люминофора, таким образом, теоретический цветовой охват системы RGB в ПЭВМ составляет 16,7 млн. цветов, что значительно превышает способность человеческого глаза. Для удобства изложения в дальнейшем цветовое пространство RGB нормируется на 1, и цвета RGB в точке растрового изображения $A(i,j)$ представляются в виде вектора $C_{ij}(C_{ij}^1, C_{ij}^2, C_{ij}^3)$, где компоненты вектора $C_{ij}^1, C_{ij}^2, C_{ij}^3$ соответствуют интенсивности красного, зеленого и синего цветов соответственно.

Физиологические особенности зрения таковы, что цвета, один из компонент которых равен 1,0, могут быть представлены в виде цветов радуги с определенной длиной волны монохроматического света (за исключением цветов на линии (0,5,0,1)-(1,0,1)-(1,0,0), которые не могут быть сведены к монохроматическому свету).

Этот факт послужил основой для представления о т.н. «цветовом круге», в котором расположены цвета радуги с дополнительными цветовым переходом от фиолетового (0,5,0,1) к красному (1,0,0) через малиновый (1,0,1), а за начало отсчета принят красный цвет (рис. 2).

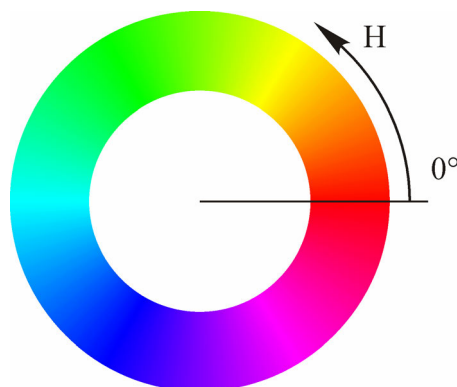


Рис. 2. Схема цветового круга

Следует также отметить, что в человеческом глазе количество клеток, чувствительных к широкому диапазону длин волн, существенно больше, чем клеток, обладающих избирательной чувствительностью к монохроматическому свету. Это обуславливает повышенную разрешающую способность глаза к уровню яркости по сравнению с различиями в цветовом тоне.

Эти факты легли в основу т.н. перцептуальной системы HLS, в которой цветовыми координатами являются оттенок (Hue), яркость (Lightness) и насыщенность (Saturation).

При этом оттенок задается угловой координатой на цветовом круге, а яркость и насыщенность задаются в виде линейных координат.

С учетом того, что по мере снижения или увеличения освещенности глаз теряет способность различать цветовые оттенки, наиболее часто цветовое пространство HLS изображают в виде двух конусов (рис. 3).

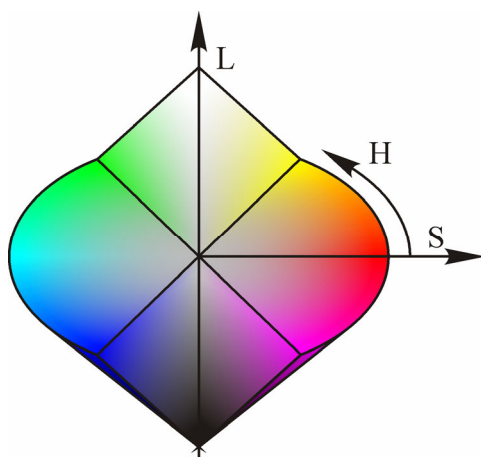


Рис. 3. Схема цветового пространства HLS, соответствующая чувствительности глаза

2.2. Отображение скалярных полей

Для отображения набора трех скалярных полей целесообразно использовать цветовое пространство RGB, в котором каждому скалярному полю соответствует свой чистый цвет RGB (рис. 4). В простейшем случае преобразование набора скалярных величин в цвет осуществляется тривиально:

$$C_{ij}^k = \frac{F_{ij}^k - F_{\min}^k}{F_{\max}^k - F_{\min}^k}, \quad (1)$$

где i, j – экранные координаты точки;

k – индекс скалярного поля;

C^k – компонент цвета RGB;

F_{ij}^k – значение поля в точке;

$F_{\max}^k, F_{\min}^k$ – экстремумы поля.

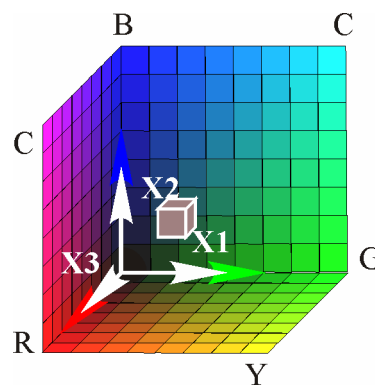


Рис. 4. Схема преобразования, отображающего три скаляра в цвет RGB

В этом случае цветовой охват системы RGB используется наиболее полно, дешифровка интуитивно понятна благодаря тому, что смешение интенсивностей скалярных полей имитируется смешением цветов.

Тем не менее, в некоторых случаях дешифровка изображений, получаемых с помощью такого преобразования, может быть затруднена в связи с необходимостью учета значений экстремумов поля и неопределенностью цветовых координат нулевых значений полей.

Трудности в дешифровке резко возрастают при отображении динамичных картинок.

Для преодоления этих трудностей рекомендуется фиксация нулевых значений скалярных полей в точке черного цвета $\{0,0,0\}$ для неотрицательного диапазона и в точке нейтрального серого $\{0.5, 0.5, 0.5\}$ для значений скалярного поля в диапазоне действительных чисел.

В этом случае преобразование набора трех скаляров в цвет RGB может быть представлено следующим образом:

$$C_{ij}^k = \begin{cases} \frac{F_{ij}^k}{F_{\max}^k} & F_{\min}^k \geq 0 \\ 0.5 + \frac{0.5 F_{ij}^k}{\max(|F_{\max}^k|, |F_{\min}^k|)} & F_{\min}^k < 0 \end{cases} \quad (2)$$

При отображении двух скалярных полей, в принципе, может использоваться преобразование (2), при этом один из цветовых компонент фиксируется каким-либо (например, нулевым) значением (рис. 5).

Такое отображение интуитивно понятно благодаря имитации смешения чистых цветов, однако не обеспечивает полного использования повышенной разрешающей способности глаза в уровне яркости по сравнению с цветовым тоном.

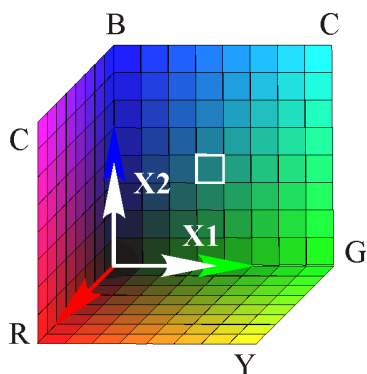


Рис. 5. Схема преобразования, отображающего два скаляра в цвета RGB

Рекомендуется отображение двух скалярных полей осуществлять в цветовом подпространстве, которое включает в себя черную $Cч(0, 0, 0)$ и белую $Cб(1, 1, 1)$ точки.

Подпространство фиксируется заданием производящей точки $T(C^1, C^2, C^3)$ (рис. 6).

В этом случае преобразование, приводящее набор двух скалярных величин в заданной точке картинного пространства в цветовой код системы RGB, может быть представлено в виде:

$$C_{ij}^k = \begin{cases} T^k \frac{F_{ij}^1}{F_{\max}^1} + (1 - T^k) \frac{F_{ij}^2}{F_{\max}^2} \Big|_{F_{\min}^{1,2} \geq 0} \\ \left(0,5 + \frac{0,5 T^k F_{ij}^1}{\max(|F_{\max}^1|, |F_{\min}^1|)} \right) \\ \left(0,5 - \frac{0,5 T^k F_{ij}^2}{\max(|F_{\max}^2|, |F_{\min}^2|)} \right) \Big|_{F_{\min}^{1,2} < 0} \end{cases}, \quad (3)$$

где T^k – компонент цвета RGB производящей точки; $F_{ij}^{1,2}$ – значение поля 1 или 2 в точке.

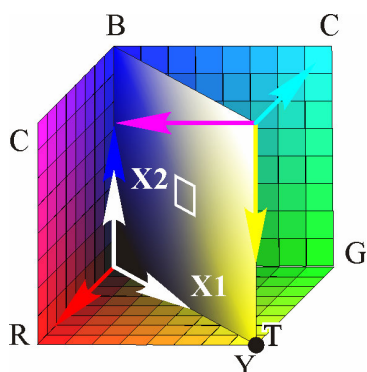


Рис. 6. Схема преобразования, отображающего два скаляра в цвета RGB

В случае отображения одного скалярного поля следует учесть взаимное расположение цветовых

систем RGB и CMY. Задавая одномерное цветовое подпространство с помощью производящей точки $T(C^1, C^2, C^3)$ в системе RGB, возможно получить и одномерное подпространство, в системе CMY (рис. 7).

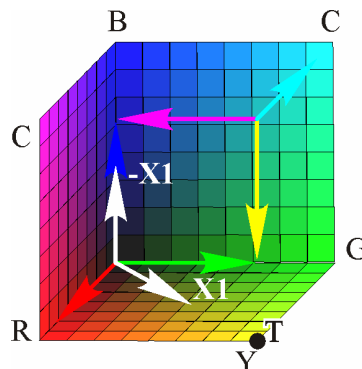


Рис. 7. Схема преобразования, отображающего скалярное поле в цвет RGB

Учитывая, что орты двух систем антипараллельны, цветовая кодировка положительных чисел может осуществляться в системе RGB, а отрицательных – в системе CMY, т.е. дополнительным цветом:

$$C_{ij}^k = \begin{cases} T^k \frac{F_{ij}}{\max(|F_{\max}|, |F_{\min}|)} \Big|_{F_{ij} \geq 0} \\ (1 - T^k) \frac{|F_{ij}|}{\max(|F_{\max}|, |F_{\min}|)} \Big|_{F_{ij} < 0} \end{cases}. \quad (4)$$

2.3. Отображение векторов

Отображение векторного поля с тремя компонентами может быть сведено к отображению набора трех скалярных полей (2) с введением условия равенства масштабов по координатным осям системы RGB:

$$C_{ij}^k = \begin{cases} \frac{F_{ij}^k}{F_{\max}^k} \Big|_{F_{\min}^k \geq 0} \\ 0,5 + \frac{0,5 F_{ij}^k}{\max(|F_{\max}^k|, |F_{\min}^k|)} \Big|_{F_{\min}^k < 0} \end{cases}, \quad (5)$$

где $F_{\max}, F_{\min}$ – экстремумы компонент векторного поля.

Для двухкомпонентного векторного поля возможно использовать модифицированное подобным же образом выражение (3):

$$C_{ij}^k = \begin{cases} T^k \frac{F_{ij}^1}{F_{\max}} + (1 - T^k) \frac{F_{ij}^2}{F_{\max}} \Big|_{F_{\min} \geq 0}, \\ \left(0,5 + \frac{0,5 T^k F_{ij}^1}{\max(|F_{\max}|, |F_{\min}|)} + \frac{0,5 - 0,5 T^k F_{ij}^2}{\max(|F_{\max}|, |F_{\min}|)} \right) \Big|_{F_{\min} < 0} \end{cases} \quad (6)$$

Используя цветовое пространство HLS, можно построить преобразование, связывающее вектор в полярной системе координат $a(r, \varphi)$ с цветом в системе HLS:

$$\begin{cases} H = \varphi_{ij}; \\ L = S = r_{ij}/r_{\max}. \end{cases} \quad (7)$$

Преобразование (7) обеспечивает повышенную разрешающую способность по направлению вектор-

ного поля и может быть использовано для визуализации полей скорости.

Выводы

Разработаны методы визуализации результатов моделирования задач механики сплошной среды, обеспечивающие:

1. Отображение векторного поля с числом компонентов до 3.
2. Отображение набора скалярных полей.

Литература

1. Назарьев В.В. Цвет: компьютерная обработка цветных изображений / В.В. Назарьев. – М.: ЭЛКОМ, 1996. – 128 с.
2. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.

Поступила в редакцию 9.06.2008

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

МЕТОД ВІДОБРАЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ЗАДАЧ МЕХАНІКИ ЩІЛЬНОГО СЕРЕДОВИЩА

С.М. Ларьков

Запропоновано метод відображення результатів моделювання задач механіки щільного середовища, що забезпечує відображення векторного поля з числом компонент до 3 та набору скалярних полів у одному картинному просторі. Алгоритм методу, що використовує колірний простір RGB, в якому кожному скалярному полю відповідає свій чистий колір, побудований так, щоб зменшити вплив фізіологічних особливостей зору на роздільну здатність методу. Розроблений метод кольорового кодування забезпечує ясність дешифровки, з одного боку, і можливість кодування будь-якого діапазону значень на числовій осі, з іншою.

Ключові слова: чисельне моделювання, візуалізація, кольорне кодування, відображення, вектор, скалярне поле.

THE METHOD OF OF COMPLEX MATHEMATIC MODEL OF THE PULSEJET WITH EJECTOR THRUST AUGMENTOR

S.N. Larkov

The method of computation fluid dynamics results display described. The 3-components vector fields and 3 scalar fields can be plotted in one imaging area. The algorithm of method, using colour space of RGB, in which the clean color corresponds every scalar field, is built so that to decrease influencing of physiological features of sight on settling ability of method. The developed method of the colour encoding is provided by the clarity of decoding, from one side, and possibility of encoding of any range of values on a numerical axis, with other.

Keywords: numeral design, visualization, colour encoding, reflection, vector, scalar field.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, ГНПП «Объединение Коммунар», e-mail: sergelarkov@mail.ru.

УДК 629.12.03

В.И. ИСТОМИН, С.Е. ТВЕРСКАЯ, В.А. ВЕСЕЛОВ

Севастопольский национальный технический университет, Украина

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ОЧИСТКИ НЕФТЕСОДЕРЖАЩИХ ВОД ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Разработана автоматизированная система очистки нефтесодержащих вод энергетических установок, которая состоит из цистерн для сбора нефтесодержащих вод, насоса, установки с гранулированным фильтроэлементом, датчиков уровня нефтепродуктов, блока автоматики и контроля концентрации нефтепродуктов в очищенной воде и позволяет: повысить качество очистки и ресурс работы фильтроэлементов; производить постоянный мониторинг концентрации нефтепродуктов в очищенной воде; автоматически удалять нефтепродукты. В приборе измерения концентрации нефтепродуктов в очищенной воде используется флуоресцентный метод, который является более избирательным, оперативным и высокочувствительным, что позволяет повысить точность измерения концентрации.

Ключевые слова: энергетические установки, нефтесодержащие воды, система очистки, мониторинг концентрации.

Введение

Общая постановка проблемы, ее связь с научно-практическими задачами

В настоящее время вопросы охраны окружающей среды настоятельно требуют своего решения. Особенно остро стоит проблема оптимизации процесса очистки нефтесодержащих вод (НСВ) судовых энергетических установок, что связано с необходимостью выполнения требований Международной конвенции по предотвращению загрязнения с судов MARPOL – 73/78, согласно которым содержание нефтепродуктов в очищенных нефтесодержащих водах, сбрасываемых с судов, не должно превышать 15млн^{-1} [1], поэтому являются актуальными исследования в области повышения эффективности работы систем очистки нефтесодержащих вод путем автоматизации процесса.

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

В связи с ужесточившимися требованиями в области охраны окружающей среды при эксплуатации судовых энергетических установок Международная морская организация ИМО предъявляет повышенные требования к судовым системам для очистки нефтесодержащих вод [1], согласно которым они должны обеспечивать высокое качество очистки, надежность и стабильность работы в автоматическом режиме, не допускать сброс нефтесодержащих вод с концентрацией более 15млн^{-1} и обеспечивать требуемое качество очистки, даже в экстре-

мальных условиях при аварийных протечках нефтепродуктов и воды в МКО [2].

Цель исследований

Разработать систему очистки нефтесодержащих вод с прибором контроля концентрации нефтесодержащих вод нечувствительным к примесям не углеводородной природы, которая позволяет автоматизировать процесс очистки и регенерации фильтроэлементов без разборки и замены.

Результаты исследований

Для повышения эффективности работы систем очистки нефтесодержащих вод, а также в соответствии с требованиями Международной конвенции MARPOL – 73/78, они должны обеспечивать удаление обработанных льяльных вод с концентрацией менее 15млн^{-1} в автоматическом режиме. Также должно обеспечиваться автоматическое прекращение слива за борт при превышении концентрации нефтепродуктов в очищенных водах 15млн^{-1} .

Для автоматизации процесса очистки система должна быть оборудована блоком автоматики, прибором контроля концентрации нефтесодержащих вод, автоматически управляемыми клапанами сброса очищенной воды и отсепарированных нефтепродуктов, а также датчиками раздела сред «нефть-вода». В приборе контроля концентрации используется флуоресцентный метод, который является оперативным и высокочувствительным. Флуоресцентные измерения более избирательны, чем спектрофо-

тометрические, поскольку зависят сразу от двух длин волн: поглощаемого и испускаемого света. Вариации спектральных характеристик возбуждающего светового потока на длинах волн максимального поглощения определенными веществами или их компонентами позволяют обеспечить переход в возбужденное состояние конкретное вещество и, анализируя спектральную характеристику люминесценции, выделить вещество и определить его концентрацию[3].

Для достижения лучшего качества очистки фильтрующее оборудование устанавливают на всасывании насоса, при этом исключается «вторичное» эмульгирование, ведущее к образованию мелких капелек нефти, значительно ухудшающих работу очистного оборудования [4].

По данным испытаний [4], нефтесодержание на выходе установок при переводе их на вакуумный режим снижалось в 1,5...2 раза при тех же энергозатратах.

Однако, работа установок очистки НСВ в вакуумном режиме по сравнению с работой в напорном режиме имеет некоторые недостатки: усложняется система слива нефтепродуктов, необходима тщательная герметизация установки и насос с большой высотой всасывания.

С целью повышения качества очистки, уменьшения габаритов очистного оборудования и устранения недостатков при работе установок в вакуумном режиме разработана комплексная судовая система очистки нефтесодержащих вод вакуумного типа, принципиальная схема которой показана на рис. 1. Новизна основных конструктивных элементов разработанной системы защищена авторским свидетельством СССР №1667890.

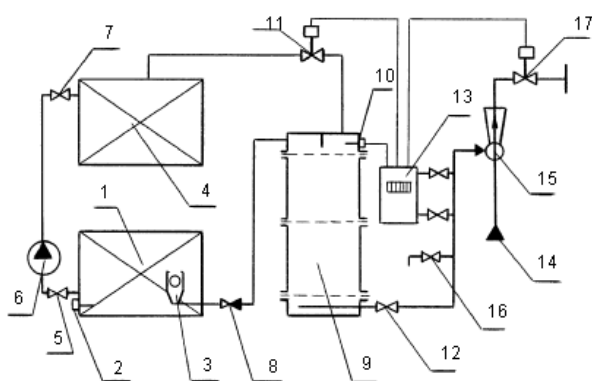


Рис. 1. Система для очистки нефтесодержащих вод

На рис. 1: 1 – цистерна для сбора нефтесодержащих вод; 2, 10 – датчики уровня нефтепродуктов; 3 – приемное устройство; 4 – цистерна для сбора отсепарированных нефтепродуктов; 5, 7, 12 – запор-

ные клапана; 6 – насос для перекачки нефтепродуктов; 8 – невозвратный клапан; 9 – установка с комплексным гранулированным фильтроэлементом; 11 – электромагнитный клапан вывода отсепарированных нефтепродуктов; 13 – блок автоматики и контроля концентрации; 14 – трубопровод рабочей жидкости эжектора; 15 – эжектор; 16 – пробоотборный кран; 17 – электромагнитный клапан сброса очищенной воды за борт.

Комплексный гранулированный фильтроэлемент состоит из четырех ступеней, заполненных сферическими гранулами диаметром 1,5 и 1 мм.

Система работает следующим образом. Нефтесодержащие воды из всех льяльных колодцев машинных помещений перекачиваются в сборную цистерну 1, где могут отстаиваться в течение нескольких суток. В процессе отстаивания нефтесодержащие воды очищаются от большей части механических примесей и нефтепродуктов, концентрация которых в придонном слое цистерны составляет (100...200) млн⁻¹. Рабочая жидкость заборная вода от пожарной или санитарной системы судна подается по трубопроводу 14 в эжектор 15, при этом нефтесодержащая вода засасывается из сборной емкости 1 в установку с гранулированным фильтроэлементом 9 и очищается от нефтепродуктов. После установки 9 очищенная вода дополнительно разбавляется рабочей жидкостью эжектора и сбрасывается за борт. При этом клапан 17 открыт, а клапан 11 закрыт. После накопления нефтепродуктов в нефтесборнике установки 9 до датчика уровня нефтепродуктов 10 срабатывает блок автоматики 13, клапан 17 закрывается, а клапан 11 открывается и осуществляется вытеснение нефтепродуктов из установки рабочей жидкостью эжектора. Таким образом, в режиме очистки эжектор создает вакуум в системе, а в режиме удаления нефтепродуктов – избыточное давление. После удаления нефтепродуктов клапан 17 открывается, а клапан 11 закрывается, и процесс очистки нефтесодержащих вод возобновляется.

При увеличении концентрации нефтепродуктов в очищенной воде более 15млн⁻¹ блок автоматики и контроля концентрации 13 подает сигнал на закрытие клапана 17 и открытие клапана 11, при этом гранулированный фильтроэлемент установки 9 промывается обратным потоком заборной воды. После промывки процесс очистки продолжается.

В разработанной системе вытеснение отсепарированных нефтепродуктов осуществляется автоматически рабочей жидкостью эжектора при переключении клапанов 11, 17, что исключает применение отдельного насоса для нефтепродуктов, значительно упрощает процесс удаления нефтепродуктов и позволяет автоматизировать процесс. Все это устра-

няет основные недостатки системы с очистным оборудованием, установленном на всасывании насоса.

Таким образом, в системе для очистки нефтесодержащих вод процесс обработки льяльных вод осуществляется автоматически, не происходит дополнительного эмульгирования нефтепродуктов, устранены основные недостатки, характерные для систем с очистным оборудованием, установленном на всасывании насоса. Кроме того, осуществляется дополнительное снижение концентрации нефтепродуктов в очищенной воде разбавлением рабочей жидкостью эжектора.

Выводы

Разработанная система для очистки нефтесодержащих вод позволяет автоматизировать процесс очистки и регенерации фильтроэлементов, а также производить предварительное отстаивание и автоматическое удаление большей части нефтепродук-

тов, что позволяет оптимизировать процесс очистки нефтесодержащих вод.

Литература

1. *Международная конвенция по предотвращению загрязнения с судов 1973 года.* – М.: Изд-во ЦРИА «Морфлот», 1980. – 364 с.
2. *Истомин В.И. Комплексная очистка судовых нефтесодержащих вод / В.И. Истомин.* – Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2004. – 202 с.
3. *Веселов В.А. Оптические методы и средства контроля нефтепродуктов в водной среде / В.А. Веселов, А.И. Чепыженко // Механика, энергетика, экология: Сб. науч. тр. СевНТУ.* – Севастополь, 2004. – Вып. 55. – С. 103-113.
4. *Нунупаров С.Н. Предотвращение загрязнения моря судами / С.Н. Нунупаров.* – М.: Транспорт, 1979. – 336 с.

Поступила в редакцию 21.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.В. Никитин, Севастопольский военно-морской институт им. П.С. Нахимова, Севастополь.

АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА ОЧИЩЕННЯ НАФТОВІСНИХ ВОД ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК

В.І. Істомін, С.Є. Тверська, В.О. Веселов

Розроблена автоматизована система очищення нафтовмісних вод енергетичних установок, яка складається з цистерн для збирання нафтовмісних вод, насоса, установки з гранульованим фільтроелементом, датчиків рівня нафтопродуктів блоку автоматики і контролю концентрації нафтопродуктів в очищеній воді і дозволяє: підвищити якість та ресурс роботи фільтроелементів; проводити постійний моніторинг концентрації нафтопродуктів в очищеній воді; автоматично видаляти відсепаровані нафтопродукти. В приладі вимірювання концентрації нафтопродуктів в очищеній воді використовується флуоресцентний метод, який є більш вибірковішим, оперативним та високочутливим, що дозволяє підвищити точність вимірювання концентрації.

Ключові слова: енергетичні установок, нафтовмісні води, система очищення, моніторинг концентрації.

AUTOMATED SYSTEM FOR PURIFICATION OF OIL-CONTAINING WATER OF POWER PLANT INSTALLATIONS

V.I. Istomin, S.E. Tverskaya, V.A. Veselov

Automated system for purification of oil-containing water of power plant installations was developed, which consists of the tanks for oil-containing water collection, a pump, a plant with a granular filter element, oil products level detector, automatic control unit and a unit for controlling oil products concentration in purified water. This system provides increase of purification quality, operational resources of filter elements, constant monitoring of concentration of oil products in purified water, automatic removal of separated oil products. In this device the fluorescence analysis for measuring of concentration of oil products in purified water is used, and is more selective, operative and high-sensitive that gives the opportunity to increase the accuracy of concentration measuring.

Key words: power plant installations, oil-containing water, system for purification, monitoring of concentration.

Истомин Валерий Иванович – д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина.

Тверская Светлана Евгеньевна – канд. техн. наук, доцент, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина.

Веселов Владимир Александрович – научный сотрудник, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина.

УДК 658.051.012

М.С. МАЗОРЧУК, Т.Ю. ПАВЛЕНКО, Е.В. КОНОВАЛОВА

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

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ РАЗВИТИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ПОРТФЕЛЯ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ

В ходе оценки текущего состояния авиапредприятия необходимо учитывать направления управления проектами и выбор параметров оценки с позиций анализа требуемого ресурсного обеспечения проектов. В работе проанализированы множество параметров и показателей, которые оказывают существенное влияние на процесс реализации инновационных проектов, связанных с проектированием и созданием новой аэрокосмической техники. Предложены модели, позволяющие согласовать деятельность авиапредприятия с процессами реализации этих проектов с целью определения готовности предприятия к реализации новых производственных и бизнес-процессов, что, в свою очередь, позволит сформировать программу развития авиапредприятия. Данные модели могут быть использованы в процессе технико-экономического обоснования возможности реализации новых проектов на авиапредприятиях.

Ключевые слова: программа развития, инновационный проект, стратегия предприятия, ресурсное обеспечение.

Введение

В настоящее время все больше авиапредприятий в процессе управленческой деятельности используют проектный подход. Это обусловлено тем, что в условиях рыночной конкуренции, организации и предприятия авиационной промышленности вынуждены быстро реагировать на изменения окружающей среды, учитывать желания потребителей, постоянно совершенствовать выпускаемую продукцию и завоевывать все новые сегменты рынка. Именно разработка и реализация инновационных проектов позволяют авиапредприятию учитывать требования рынка и сохранять устойчивое положение.

Однако в ходе проектной деятельности возникает множество проблем и задач, связанных с анализом возможности реализации инновационных проектов на предприятии. Одной из наиболее актуальных является задача оценки готовности авиапредприятия к реализации новых проектов и программ. Поскольку направления проектной деятельности (управление временем, управление стоимостью, интеграция работ по проекту и т.д.) не связаны линейно с направлениями менеджмента предприятия, и его деятельность является циклической, а проект строго ограничен по временным срокам, то возникает необходимость согласования процессов авиапредприятия с процессами проектов. При этом возникает необходимость в расширении ресурсной базы – модернизации или закупки нового оборудования, обучение персонала или найма но-

вых специалистов и т.д. – что в свою очередь приводит к необходимости формирования комплекса мероприятий по развитию предприятия и оценки их эффективности. Таким образом, является актуальной разработка моделей и методов, позволяющих согласовать деятельность авиапредприятия с процессами реализации инновационных проектов, направленных на создание новой аэрокосмической техники. Это определяет необходимость определения готовности предприятия к реализации новых производственных и бизнес-процессов, что, в свою очередь, позволит сформировать программу развития авиапредприятия.

Решение поставленной задачи

Для решения поставленной задачи предлагается выделить три системные составляющие, которые позволят согласовать цели инновационных проектов с целями предприятия.

Первая составляющая – это функциональная декомпозиция процессов проекта (WBS – структура разбиения работ проекта), которая строится исходя из цели проекта и его основных направлений реализации. В рамках портфеля проектов эти структуры объединяются и образуют единую сеть процессов, которая накладывается на вторую составляющую – функциональную структуру предприятия. Сравнивая требуемое проектами и существующее на предприятии ресурсное обеспечение, определяется достаточность или дефицит ресурсов по отдельным

составляющим. На основе данного сравнения можно выделить не только множество необходимых ресурсов, но и рассчитать их количественные параметры (стоимость и время). Таким образом, можно определить степень готовности предприятия к реализации данного портфеля инновационных проектов и оценить требуемые дополнительные инвестиции.

С другой стороны, предприятие работает в рамках выбранных стратегий развития, которые отображают целевые установки, намерения и направления деятельности руководства для обеспечения стабильного функционирования. Выделяют три общие стратегии развития: роста, стабилизации и выживания. Каждая стратегия определяется текущим финансово-экономическим положением предприятия и требованиями рынка, и может быть определена методами стратегического менеджмента [1] (метод анализа сценариев, SWOT – анализ и др.). Каждая стратегия может быть детализирована на функциональные стратегии, групповые либо частные [2], которые также могут быть определяться структурой предприятия.

Стратегии предприятия фактически будут являться третьей составляющей, которая будет накладывать ограничения на разработку и реализацию новых процессов, закупку нового оборудования и

привлечение новых высококвалифицированных кадров.

Модель, объединяющую все эти три составляющие, можно представить в виде структурной схемы (рис. 1).

Каждый инновационный проект, планируемый к реализации на предприятии, будет требовать наличия сырья, материалов и комплектующих, оборудования, кадров, а также организацию новых видов работ и процессов. Поэтому, на первом этапе, на основе анализа требований по проекту оценивается готовность предприятия с точки зрения ресурсного обеспечения.

На следующем этапе оценивается, какие процессы и работы, направленные на развития предприятия (расширение основных производственных площадей, увеличение штата сотрудников, модернизация оборудования и т.д.) необходимы для реализации инновационного проекта. Ограничения на реализацию этих процессов будут накладывать стратегические направления деятельности предприятия, поскольку если временные или стоимостные показатели проектов развития будут превышать возможные временные или стоимостные показатели стратегий, то реализация таких процессов развития не является возможной.

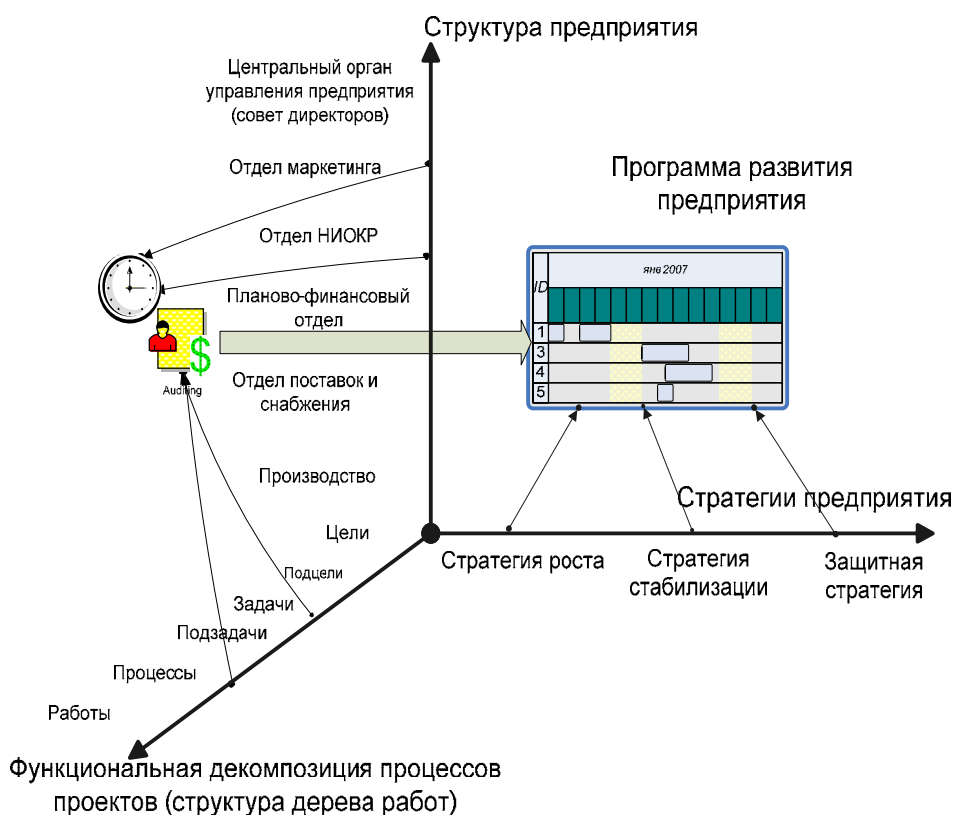


Рис. 1. Структурная схема модели формирования программы развития предприятия на основе портфеля инновационных проектов

Математически модель может быть описана следующим образом. Обозначим через L_0 структуру предприятия, где

$$L_0 = \bigcup_{i=1}^n L_i, L_i \cap L_j = \emptyset,$$

т.е. структура предприятия объединяет в себе на одном уровне иерархии множество i -х структурных подразделений, которые являются обособленными и их функции не пересекаются.

Если структурные подразделения расположены на разных уровнях иерархии, то возможно, что $L_i \cap L_j \neq \emptyset$.

Пусть Str_0 описывает множество возможных стратегий предприятия, которые также имеют свою структуру:

$$Str_0 = \bigcup_{i=1}^n Str_i, Str_i \cap Str_j = \emptyset.$$

Однако соотношение $Str_i \cap Str_j = \emptyset$ также в общем случае может быть не обязательным, поскольку каждая стратегия может быть подвергнута дальнейшей детализации и разбиению на новые стратегии, вплоть до элементарных, отображающих действия (работу, операцию) для достижения поставленной цели:

$$Str_j = \bigcup_{i=1}^{n_i} Str_j^i, Str_p^i \cap Str_q^i = \emptyset.$$

Каждый инновационный проект, планируемый к реализации на предприятии, может быть задан в виде кортежа:

$$Proj = \langle \Omega, Y^{Proj}, R^{Proj}, S^{Proj}, T^{Proj} \rangle,$$

где Ω – цель проекта; Y^{Proj} – комплекс работ или мероприятий; R^{Proj} – ресурсы проекта; S^{Proj} – объемы инвестиций по проекту; T^{Proj} – временные рамки проекта.

Комплекс проектов (или портфель) объединяет в себе ряд проектов, имеющие различные цели, но использующие общие ресурсы предприятия, т.е.

$$K_{proj} = \bigcup_{i=1}^m Proj_i, \Omega_i \cap \Omega_j = \emptyset, R_i^{Proj} \cap R_j^{Proj} \neq \emptyset.$$

Также проекты различны по времени реализации ($T_i^{Proj} \neq T_j^{Proj}$), имеют различные объемы инвестиций ($S_i^{Proj} \neq S_j^{Proj}$), ряд работ могут быть схожими, ряд различными ($Y_i^{Proj} \cap Y_j^{Proj} \neq \emptyset$).

Готовность предприятия к реализации портфеля проектов будет определяться следующим образом:

$$G = f(Y, R, S, T) = \begin{cases} 1, \text{ полная готовность} \\ (0, 1), \text{ частичная готовность,} \\ 0, \text{ предприятие не готово} \end{cases} \quad (1)$$

где параметры функции G задаются набором переменных, которые характеризуют состояние готовности предприятия к реализации портфеля проектов и отображают наличие или отсутствие ресурсов (средств) или процессов на реализацию соответствующих работ по проектам, а именно:

1) $Y = \{\emptyset, F\}$ – процессы или работы для реализации проекта, имеющиеся на предприятии, где $\emptyset$ – отсутствие потребности в подобных процессах; F – план (программа мероприятий) реализации работ по проекту Y^L в заданные временные сроки T^Y в рамках структурных подразделений предприятия $L^Y: F = (Y, T^Y, L^Y)$;

2) $R = \{\emptyset, Z\}$ – ресурсы, необходимые для реализации проекта, где $\emptyset$ – отсутствие потребности в ресурсах; Z – множество ресурсов, требуемых для реализации проектов (дефицит), которые определяются как $Z = (Z^R, V^R, S^R, T^R)$, где Z^R – вид ресурса (материально-техническое обеспечение, кадровое, информационное и др.); V^R – объемы ресурсов (для материально-технического и кадрового обеспечения); S^R – стоимость ресурса (затраты на ресурс); T^R – время на закупку, установку и приведение ресурса в работоспособное состояние;

3) $S = \{0, V\}$ – затраты на реализацию работ по проекту, где 0 – означает нулевые затраты; V – величина затрат, выраженная в стоимостных единицах;

4) $T = \{0, t\}$ – время на реализацию работ по проекту, где 0 – означает нулевые затраты времени (например, для событий или вех); t – время на реализацию работ по проекту, которое может задаваться следующим кортежем:

$$t = \langle t_i^H, t_i^K, t_i^D \rangle,$$

где t_i^H, t_i^K, t_i^D – время начала, окончания и длительности i -й работы по проекту.

Между величинами Y, R и S, T существует прямая взаимосвязь. При отсутствии необходимости в процессах ($Y = \emptyset$) и ресурсах ($R = \emptyset$) по отдельным направлениям реализации проектов величины S

и Т будут нулевыми. В противном случае величины S и Т определяют финансовые и временные затраты на разработку плана мероприятий по реализации работ по проекту и приобретение необходимых ресурсов, т.е. в общем случае S и Т будут являться функциями от Y и R:

$$S = f(Y, R), \quad (2)$$

$$T = f(Y, R). \quad (3)$$

Функции (2) и (3) не являются линейными, поскольку часть ресурсов будут являться общими для реализации комплекса работ по различным проектам.

При наличии необходимых процессов и требуемых ресурсов, затраты на реализацию работ по проекту будут определяться:

– стоимостью самих работ (затраты на заработную плату, амортизационные издержки, расходуемые ресурсы):

$$S = \sum S_i^{Z^R}, \quad (4)$$

где $S_i^{Z^R}$ – затраты на реализацию i-й работы по всем видам ресурсов Z^R , которые задействованы в данном виде работ;

– временем реализации проекта:

$$T = \sum t_i^{дкр}, \quad (5)$$

где $t_i^{дкр}$ – длительность критических работ по проекту.

Если готовность предприятия принимает вид $G = f(\emptyset, \emptyset, 0, 0)$, то при реализации проекта не будет задействовано данное структурное подразделение, не требуются ни соответствующие процессы, ни имеющиеся ресурсы.

Если переменные функции G не являются пустыми множествами и нулями, то в процессе реализации проектов потребуется разработка мероприятий по развитию предприятия и увеличению (расширению) его материально-технической и кадровой базы.

Таким образом, вид функции готовности будет определять необходимые процессы Y^K , на основе которых может быть сформирована программа развития предприятия $Prog_{разв}$:

$$G = f(Y, R, S, T) \cap Str \Rightarrow \bigcup Y^K = Prog_{разв}.$$

Вид функции f (1) имеет сложную функциональную зависимость, которая не может быть получена аналитическим путем, что обусловлено зависимостью от многих параметров, имеющих слож-

ную структуру. Поэтому, для ее определения необходимо применение ряда методов с использованием теории нечеткой логики и экспертных оценок [4,5], что в данной работе не приводится.

На рис. 2 приведена алгоритмическая модель оценки готовности предприятия к реализации инновационных проектов и формирования программы развития.

Поскольку в ходе оценки текущего состояния предприятия необходимо учитывать направления управления проектами, то выбор параметров оценки необходимо производить с позиций анализа требуемого ресурсного обеспечения проектов.

Например, если в ходе реализации проекта будут задействованы здания и сооружения, то необходимо оценивать именно основные фонды предприятия и степень их использования.

Если проект связан с производством ресурсоемкой продукции, то необходимо анализировать показатели, связанные с оценкой оборотных средств.

Подробно механизм проведения финансово-экономического анализа с учетом направлений проектного менеджмента в данной статье не рассматривается.

В процессе проведения анализа также используется ряд predetermined методов, например, сетевое планирование, SWOT-анализ и другие, которые в комплексе позволяют решить поставленную задачу, однако в механизм их применения в данном материале не представлен.

Выводы

Таким образом, в данной статье предложен метод определения готовности предприятия к реализации инновационных проектов и программ, представлена математическая модель, на основе которой возможно определить степень готовности предприятия, предложена алгоритмическая модель оценки готовности предприятия и формирования программы развития. Использование данных метода и моделей дает возможность руководителям проводить полный и обоснованный анализ возможности реализации проектов на любых предприятиях с учетом основных стратегических направлений деятельности и формировать планы развития.

Литература

1. Герасимчук В.Г. Стратегічне управління підприємством. Графічне моделювання: навч. посібник / В.Г. Герасимчук. – К.: КНЕУ, 2000. – 360 с.
2. Агафонов В.А. Анализ стратегий и разработка комплексных программ / В.А. Агафонов. – М.: Наука, 1990. – 216 с.

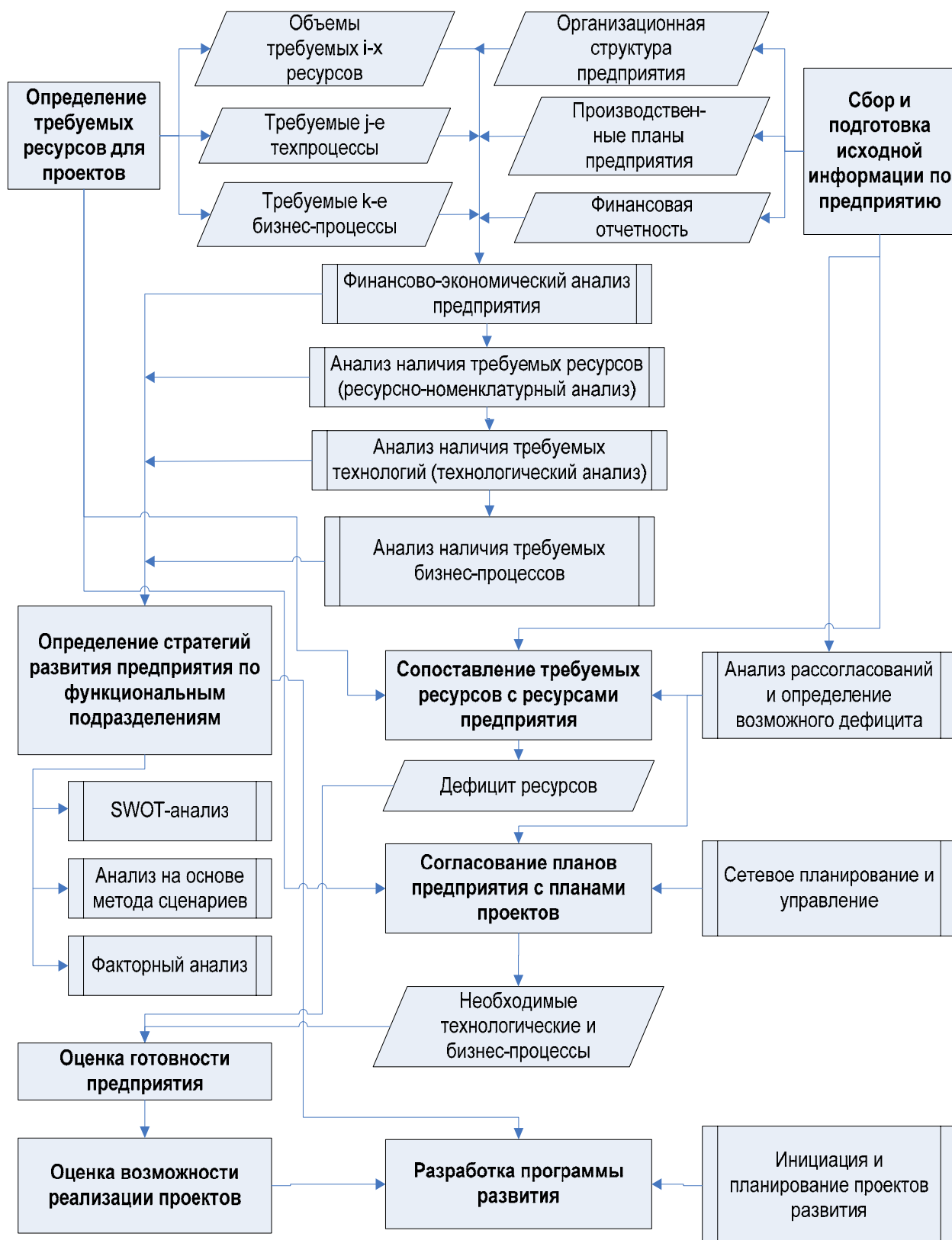


Рис. 2. Алгоритмическая модель оценки готовности авиапредприятия к выполнению инновационных проектов и формирования программы развития

3. A Guide to the project management body of knowledge (PMBOK guide). – USA: PMI Standards Committee, 2000 ed. – 216 p.

4. Емелин А.С. Основы теории нечеткой логики и ее возможные точки приложения в экономике /

А.С. Емелин // Информационно-аналитическая записка. – ВНКЦ ЦЭМИ РАН, Вологда, 2002. – 33 с.

5. Бешелев С.Д. Экспертные оценки / С.Д. Бешелев, Ф.Г. Гурвич. – М.: Наука, 1973. – 263 с.

Поступила в редакцию 27.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

ФОРМУВАННЯ ПРОГРАМИ РОЗВИТКУ ВИРОБНИЧОГО ПІДПРИЄМСТВА НА ОСНОВІ АНАЛІЗУ ПОРТФЕЛЯ ІННОВАЦІЙНИХ ПРОЕКТІВ

М.С. Мазорчук, Т.Ю. Павленко, О.В. Коновалова

У ході оцінки поточного стану авіапідприємства необхідно враховувати напрямки керування проектами й вибір параметрів оцінки з позицій аналізу ресурсного забезпечення проектів. У роботі проаналізовані безліч параметрів і показників, які впливають на процес реалізації інноваційних проектів, пов'язаних із проектуванням і створенням нової аерокосмічної техніки. Запропоновані моделі, що дозволяють погодити діяльність авіапідприємства із процесами реалізації цих проектів з метою визначення готовності підприємства до реалізації нових виробничих і бізнес-процесів, що, у свою чергу, дозволить сформулювати програму розвитку авіапідприємства. Дані моделі можуть бути використані в процесі техніко-економічного обґрунтування можливості реалізації нових проектів на авіапідприємствах.

Ключові слова: програма розвитку, інноваційний проект, стратегія підприємства, ресурсне забезпечення.

THE FORMATION OF DEVELOPMENT MANUFACTURE ENTERPRISES PROGRAM BASED ON INNOVATION PROJECT PORTFOLIO ANALYSIS

M.S. Mazorchuk, T.Ju. Pavlenko, O.V. Kononova

During the estimation of the current condition of an aviation enterprise it is necessary to consider the direction of management of projects and the choice of parameters of estimation from point of view of the analysis of required resource maintenance of projects. In this work, we consider the set of parameters and the factor which influence the process of realization of innovational projects of design and creation of new space technics. We propose models, making it possible to synchronize the activity of an aviation enterprise with the processes of realization of these projects with the purpose to verify the readiness of the enterprise to realization of new industrial and business - processes. That, in turn, will allow formulating the development trajectory of an aviation enterprises. The given models can be used during technical and an economic proof of concept for new project in aviation enterprises.

Key words: the program of development, the innovational project, strategy of the enterprise, resource maintenance.

Мазорчук Марія Сергеевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри інформатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mazorchuk_mary@inbox.ru.

Павленко Татьяна Юрьевна – соискатель кафедры финансов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Коновалова Елена Викторовна – инженер 1 категории кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.76+629.78

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, Украина

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНВЕСТИЦИОННО ПРИВЛЕКАТЕЛЬНЫХ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Представлены основы методологии проектирования инвестиционно привлекательных больших и сложных технических систем. Она разрабатывается применительно к ракетно-космическим системам. За основу принята практически без изменений известная методология микропроектирования, например, объектов ракетно-космической техники. Развитию подлежит методология макропроектирования, за основу которой, в свою очередь, может быть принята разрабатываемая в настоящее время методология проектирования по критерию экономической эффективности. Введены новый векторный критерий оптимальности и отрицательные обратные связи между подсистемами, ведущими микро- и макропроектирование.

Ключевые слова: большие технические системы, сложные технические системы, макропроектирование, микропроектирование, инвестиционный проект, бизнес-проектирование, ракетно-космическая техника, критерий, оптимальное проектирование, обратная связь.

Введение

Знаменем современности является особенная привлекательность космической деятельности (КД) [1]. В условиях жесткой конкуренции необходимы инновации для достижения соответствующих преимуществ [2]. Необходимым условием развития КД является государственное управление и бюджетное финансирование [1, 3], которых в Украине и РФ хронически не хватает [1, 3, 4]. Со снижением финансирования НИОКР темпы роста инновационного потенциала отрасли начинают снижаться, что обуславливает ее экспортную ориентацию [3].

1. Формулирование проблемы

В таких условиях для разработчиков таких больших (БТС) и сложных технических систем (СТС), как ракетно-космические комплексы и системы, жизненно важным условием осуществления их деятельности является привлечение инвестиций (ИН) [3]. Для этого и вообще для создания и внедрения инноваций необходима разработка новых методик проектирования (ПР) [2].

Проектирование суть создание нового [5], что всегда представляет проблему. В нашем случае она состоит в разработке методологии (МЕ) создания привлекательных для потенциальных инвесторов БТС и СТС, ПР которых уже проблемно [7, 8].

МЕ ПР с учетом экономических факторов посвящено много работ (см., например, [9, 10]), а также библиографию в [11]). Наиболее близки результаты [11]–[14] по разработке МЕ ПР ракет-носителей (РН) для условий государственного финансирования по критериям чистого дисконтированного дохода (ЧДД) NPV

[12], чистого дохода [11], дисконтированной бюджетной эффективности [13, 14]. ПР осуществляется в 5 этапов: 1) обоснование веса полезной нагрузки (ПН) $G_{ПН}$ для заданных орбит путем анализа альтернативных вариантов РН; 2) традиционное ПР по критерию $G_{ПН} \rightarrow \max$; 3), 4) – определение обобщенного показателя надежности P_0 из условия $NPV \rightarrow \max$ при ограничении на $G_{ПН}$; 5) определение значений внутренних параметров РН с учетом P_0 . Ключевым моментом МЕ является определения показателя конкурентоспособности РН, определяющим ожидаемую долю рынка. Такая МЕ представляет собой лишь частное решение рассматриваемой проблемы.

Общие соотношения. Основные соотношения, используемые здесь, известны, например, из [11 – 22, 25].

Постановка задачи. Целью работы является разработка основ МЕ ПР БТС, СТС из числа ракетно-космической техники (РКТ), обеспечивающих привлечение ИН для осуществления этих проектов, которые назовем инвестиционно привлекательными.

Инвестиционные программы направлены на развитие предприятий. ПР – разновидность управления и в нашем случае его можно рассматривать как задачу управления развитием предприятия как единым кросс-функциональным бизнес-процессом, постановка которой дана в [15]. ПР СТС включает этапы макро- и микропроектирования. Существующая МЕ ПР РН позволяет их строить практически с любыми характеристиками [6]. Отсюда – это задача макропроектирования – формирования требований ($\bar{T}$) к СТС. Для ракетно-космических

комплексов необходимо определить $\bar{T}$: как минимум, диапазоны параметров орбит выведения и $G_{\text{ПН}}$, характеристики надежности, и, при необходимости, – стоимость пуска или фрахта РН, готовность, требования по безопасности ПН и т. п.

Инновации построены на комбинациях известных решений (ТР) [2]. Конкуренция уже означает их наличие. Морфологический синтез обеспечивает получение всего множества ТР Ω [24]. Тогда имеем дело с задачей оптимального ПР [25], требующей определения вектора критериев оптимальности $\bar{J}$.

2. Решение проблемы

Потенциальному инвестору необходимо представить инвестиционный проект (ИП), представляющий собой потоки платежей по периодам [19] в форме бизнес-плана [22]. ИП в общем случае оценивается по векторному критерию, который следует принять в качестве $\bar{J}$, включающему [18, 19]: 1) ЧДД, 2) внутреннюю норму доходности (ВНД), 3) индексы доходности, 4) срок окупаемости, 5) рентабельность и др. – с учетом рисков. Основные из них – ЧДД, а также ВНД [19]. Риск учитывают разными методами [11, 15 – 22], в частности – в ставке дисконта, принимаемой инвестором.

Для расчета $\bar{J}$ необходимо знание потоков платежей, определяемых при маркетинговом анализе (МА) в ходе бизнес-проектирования по МЕ, например, из [15, 22]. МА позволяет установить рыночную нишу продукта (приводящую к искомому $\bar{T}$) и ожидаемую долю рынка, определяемую в соответствии со значениями показателя конкурентоспособности, например, по МЕ из [11– 15, 22]. МЕ определения $\bar{T}$ по проектным моделям оптимизацией $\bar{J}$ на множестве Ω известна [25]. Затем – традиционное микропроектирование.

Значение $\bar{T}$ необходимо определять в течение всего жизненного цикла (ЖЦ) СТС на соответственно сокращенном Ω при каждой итерации ПР, т. е. при каждом директивном уточнении исходных данных и технических заданий, даже в отсутствии текущей потребности в ИН (т. к. конкуренция на рынке постоянна). Задачи подсистемы макропроектирования (ПМПР) в структуре управления предприятием следует возложить на маркетинговые службы и установить между ними и подсистемой микропроектирования (ПМиПР) дискретные отрицательные обратные связи. В течение ЖЦ модели расчета $\bar{T}$ должны уточняться на основе поступающей информации, что обеспечит соответствие разработки текущей и прогнозируемой рыночной ситуации.

Заключение

Методология проектирования инвестиционно привлекательных СТС является развитием методологии проектирования по критерию экономической эф-

фективности. Эта МЕ суть оптимальное макропроектирование СТС, определение требований к ней, т. е. для РН – диапазонов параметров орбит выведения и весов ПН, характеристик надежности. Критерий проектирования – векторный, состоящий из оцениваемых предполагаемым инвестором частных критериев эффективности ИП. Между ПМПР и ПМиПР должны быть установлены отрицательные обратные связи. Такое ПР должно осуществляться в течение всего ЖЦ продукта.

Дальнейшие исследования должны быть посвящены детализации разрабатываемой методологии.

Литература

1. Дячук І.Д. Економічна ефективність космічної діяльності / І.Д. Дячук // *Наука та науко-ведення*. – 2001. – № 1. – С. 14-19.
2. Гудков А.Г. К вопросу формулирования принципов инновационно-технологической оптимизации / А.Г. Гудков // *Известия вузов. Машиностроение*. – 2003. – № 11. – С. 49-64.
3. Бакланов А.Г. Специфика авиакосмического маркетинга / А.Г. Бакланов // *Полет*. – 2004. – № 9. – С. 59-60.
4. Гудков А.Г. Инновационно-технологическая оптимизация наукоемких высокотехнологичных изделий / А.Г. Гудков // *Известия вузов. Машиностроение*. – 2002. – № 7. – С. 45-50.
5. Хилл П. Наука и искусство проектирования. Методы проектирования, научное обоснование решений / П. Хилл. – М.: Мир, 1973. – 263 с.
6. Шеверов Д.Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов / Д.Н. Шеверов. – М.: Машиностроение, 1978. – 264 с.
7. Матвеевский С.Ф. Основы системного проектирования комплексов летательных аппаратов / С.Ф. Матвеевский. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
8. Виноградов В.А. Эффективность сложных систем. Динамические модели / В.А. Виноградов, В.А. Грущанский, С.И. Довгодуш и др. – М.: Наука, 1989. – 285 с.
9. Мишин В.П. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов и др.; Под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
10. Шеверов Д.Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов / Д.Н. Шеверов. – М.: Машиностроение, 1978. – 264 с.
11. Мащенко А.Н. Методологические аспекты проектирования ракеты-носителя по критерию экономической эффективности / А.Н. Мищенко, А.И. Федякин // *Космічна наука і технологія*. – 2004. – № 2/3. – С. 68-73.
12. Мащенко А.Н. Основные этапы проектирования ракет-носителей по экономическому критерию / А.Н. Мищенко, А.И. Федякин // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 134-138.

13. Мащенко А.Н. Выбор параметров изделий ракетно-космической техники в условиях глобальной конкуренции / А.Н. Мищенко, А.И. Федякин // Космонавтика и ракетостроение. – 2006. – № 2 (43). – С. 124-133.

14. Мащенко А.Н. Методологические аспекты создания космических ракетных комплексов с учетом требований безопасности / А.Н. Мищенко, А.И. Федякин // Космічна наука і технологія. – 2007. – № 1. – С. 37-43.

15. Карибский А.В.. Модели и методы управления бизнес-процессами развития технико-экономических систем / А.В. Карибский, Н.В. Шестаков // Автоматика и телемеханика. – 1999. – № 6. – С. 117-129.

16. Гурьев Е.К.. Системная оптимизация производственных возможностей отрасли космического машиностроения / Е.К. Гурьев, А.М. Никулин // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. – 2002. – № 12. – С. 8-10.

17. Ревенко В.Л. Экономико-математические методы и модели инвестиционной деятельности судоходной компании / В.Л. Ревенко, И.А. Лапкина // Кибернетика и системный анализ. – 1997. – № 4. – С. 142-154.

18. Чернов В.Б. Оценка финансовой реализуемости и коммерческой эффективности комплексного инвестиционного проекта / В.Б. Чернов // Экономика и математические методы. – 2005. – № 2. – С. 29-37.

19. Бронштейн Е.М. Сравнительный анализ показателей эффективности инвестиционных проектов /

Е.М. Бронштейн, Д.А. Черняк // Экономика и математические методы. – 2005. – № 2. – С. 21-28.

20. Смоляк С.А. Три проблемы теории эффективности инвестиций / С.А. Смоляк // Экономика и математические методы. – 1999. – № 4. – С. 87-104.

21. Кузнецова О.А., Лившиц В.Н. Структура капитала. анализ методов её учета при оценке инвестиционных проектов / О.А. Кузнецова, В.Н. Лившиц // Экономика и математические методы. – 1995. – № 4. – С. 12-31.

22. Савчук В.П. Анализ и разработка инвестиционных проектов / В.П. Савчук, С.И. Прилипко, Е.Г. Величко. – Киев: Абсолют-В, Эльга, 1999. – 304 с.

23. Автономов В.Н. Создание современной техники: основы теории и практики / В.Н. Автономов. – М.: Машиностроение, 1991. – 304 с.

24. Одрин В.М. Морфологические методы решения проблемных задач – раздел технологии научного и технического творчества. V. Морфологический синтез: суть, назначение, классификация и общая характеристика методов / В.М. Одрин // Управляющие системы и машины. – 2003. – № 1. – С. 5-17.

25. Вязгин В.А. Математические методы автоматизированного проектирования / В.А. Вязгин, В.В. Федоров. – М.: Высш. шк., 1989. – 184 с.

Поступила в редакцию 12.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проректор Н.М. Дронь, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

ПРОЕКТУВАННЯ ІНВЕСТИЦІЙНО ПРИВАБЛИВИХ СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

П.Г. Хорольський

Представлені основи методології проектування інвестиційно привабливих великих та складних технічних систем. Вона розроблюється відповідно до ракетно-космічних систем. За основу прийнята практично без змін відома методологія мікропроектуювання, наприклад, об'єктів ракетно-космічної техніки. Розвитку підлягає методологія макропроектуювання, за основу якої, в свою чергу, може бути прийнята методологія проектування по критерію економічної ефективності, що розроблюється в цей час. Введені новий векторний критерій оптимальності та негативні зворотні зв'язки між підсистемами, що ведуть мікро- та макропроектуювання.

Ключові слова: великі технічні системи, складні технічні системи, складні технічні системи, макропроектуювання, мікропроектуювання, інвестиційний проект, бізнес-проектуювання, ракетно-космічна техніка, критерій, оптимальне проектування, зворотний зв'язок.

DESIGNING OF THE COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS ATTRACTIVE TO INVESTORS

P.G. Horolsky

Bases of methodology of designing big and complex technical systems attractive to investors are submitted. It is developed with reference to space-rocket systems. For a basis the known methodology of microdesigning, for example, objects of space-rocket technics is accepted practically without changes. The methodology of macrodesigning for which basis the methodology of designing developed now by criterion of economic efficiency, in turn, can be accepted is subject to development. The new vector criterion of an optimality and negative feedback between the subsystems conducting microdesigning and macrodesigning are entered.

Key words: big technical systems, difficult technical systems, macrodesigning, microdesigning, investment project, business-planning, space-rocket system, criterion, optimum planning, feed-back.

Хорольський Петро Георгиевич – канд. техн. наук, ведучий научний співробітник, ННІ енергетики Дніпропетровського національного університету, Дніпропетровськ, Україна, e-mail: dron@mail.dsu.dp.ua.

УДК 697.34

Ю.Н. ХАРИТОНОВ

Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Украина

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ БАЗОВЫХ ФУНКЦИЙ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТОМ РЕКОНСТРУКЦИИ

На основе обобщения результатов исследований определены задачи базовых функций проектов реконструкции систем теплоснабжения. Сформулированы основные задачи базовой функции управления предметной областью: анализ проблем реконструкции, формирование индикаторов реконструкции, целей проекта, энергетическое обследование, формирование и разработка ограничений, выбор и анализ альтернатив, формирование задач проекта, выбор критериев эффективности, планирование, организация и управление, базовое описание проекта, возможность декомпозиции проекта, формирование технических характеристик, расхода ресурсов на реконструкцию.

Ключевые слова: энергетика, управление проектами, реконструкция, система теплоснабжения.

Постановка проблемы. Одним из наиболее энергоемких секторов экономики Украины остается коммунальное хозяйство, в котором существенная доля нерациональных затрат (потерь) энергоресурсов приходится на системы теплоснабжения (СТ).

Анализ структурно-параметрических показателей существующих систем теплоснабжения различных муниципальных образований показал, что к числу основных причин их высокой энергоемкости можно отнести, прежде всего, значительный (более 50...60 %) физический износ ее основных элементов, а также отсутствие у теплоснабжающих организаций достаточных ресурсов для реконструкции СТ. Учитывая комплексную составляющую и масштабность проектов реконструкции СТ данная проблема актуальна не только в прикладном, но и в научном аспектах [1 – 3].

Обзор публикаций и выделение нерешенных проблем. В настоящее время реализация системных решений по проблемам реконструкции СТ ведется по многим направлениям, к одному из которых относится область знаний управления проектами. Выполненный анализ публикаций, посвященных проблемам управления проектами реконструкции СТ выявил ряд вопросов требующих своего решения [2, 4, 5].

Одним из наиболее важных является вопрос определения базовых функций задач управления проектами реконструкции систем теплоснабжения.

Цель исследований. Разработка основных задач базовых функций управления проектами реконструкции систем теплоснабжения.

Решение проблемы. Проект реконструкции СТ – ограниченное во времени целенаправленное изменение системы с установленными требованиями к качеству результатов, возможными рамками расхода ресурсов, специфической организацией. В соответствии с принятой классификацией базовых функций проектов на основании обобщения результатов проведенных исследований определим основ-

ные задачи, решаемые базовыми функциями применительно к проектам реконструкции СТ (рис. 1).

Базовыми функциями управления проектами реконструкции следует считать функции управления предметной областью (1), управления качеством (2), управления временем (3) и управления стоимостью (4). Функция управления предметной областью определяется модулями разработки концепции (1.1), определения предметной области (1.2), организации распределения работ (1.3), отчетности (1.4), контроля (1.5) и завершения проекта реконструкции (1.6).

Основными модулями базовой функции управления качеством являются модули формирования принципов обеспечения качества (2.1), интегрированных функций качества (2.2), требований к информационным системам (2.3), показателей качества (2.4), организации и управления качеством (2.5), технических требований качества (2.6), организации контроля (2.7), динамики качества (2.8), координации системы качества (2.9), оценки качества (2.10) и модуля обратных связей (2.11).

Модули планирования этапов реконструкции (3.1), интервалов (3.2), календарного планирования реконструкции (3.3) и контроля времени реконструкции (3.4) составляют базовую функцию управления временем. Базовая функция управления стоимостью включает в себя модули оценки расходов (4.1) и контроля расходов (4.2). Задачами управления проектом реконструкции базовой функции управления временем следует считать: по модулю планирования этапов реконструкции – управление стратегией, ограничениями, методами планирования, точностью планирования, ограничениями на ресурсы, сроками и контрольными датами, уровнем декомпозиции плана, критериями, и соответственно, единицами измерения; по модулю интервалов – содержанием работ, ресурсами, ограничениями, прогнозами; по модулю календарного планирования – контролирование сроков,

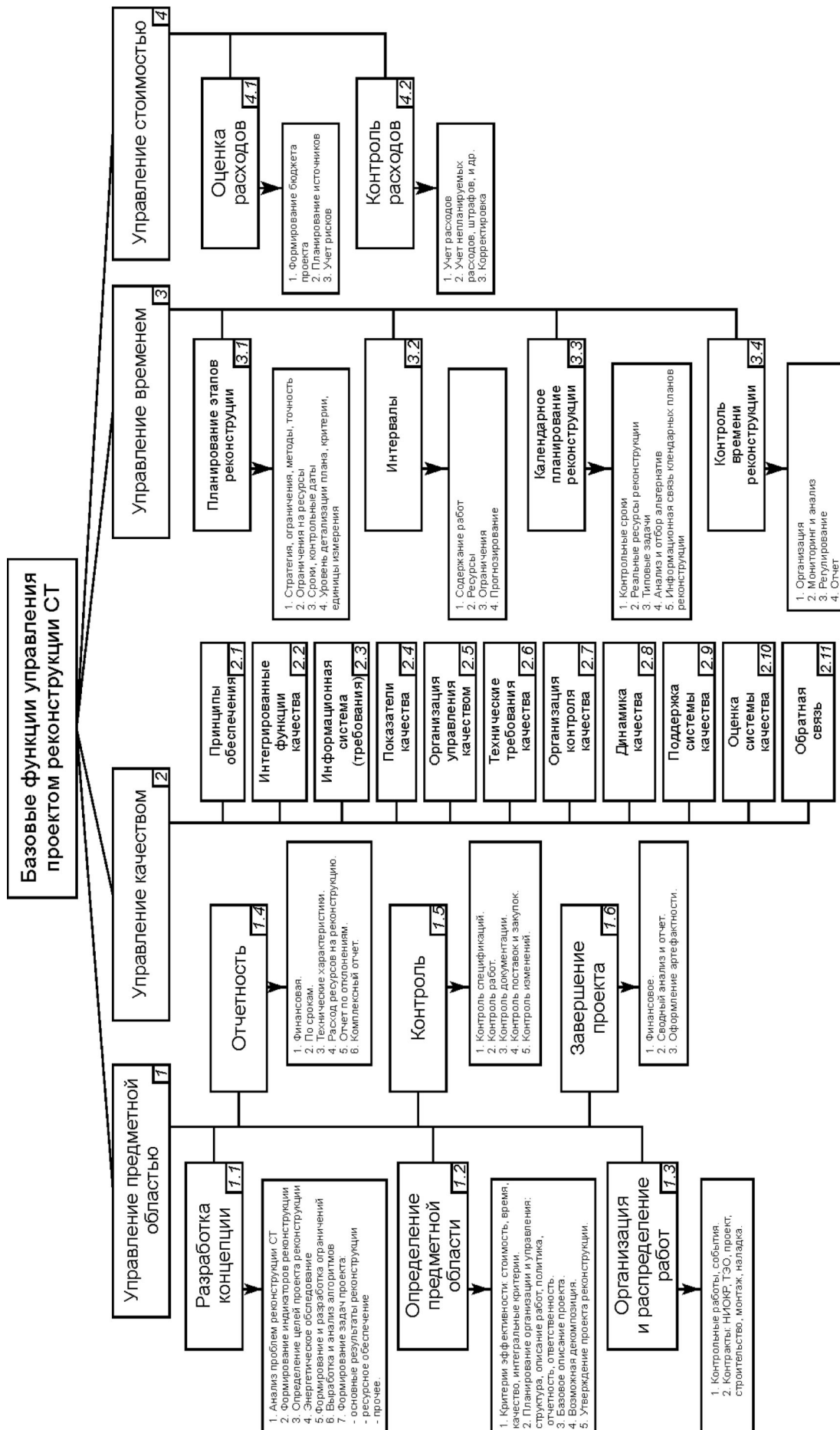


Рис. 1. Базовые функции проекта реконструкции СТ

календарное планирование типовых задач, анализ и отбор альтернатив, управление информационными связями планов реконструкции; по модулю контроля времени реконструкции – организацию, мониторинг, анализ, регулирование и отчетность.

Задачей базовой функции управления стоимостью проекта реконструкции следует считать: по модулю оценки расходов – формирование бюджета проекта, планирование источников финансирования проекта, учет рисков; по модулю контроля расходов – учет расходов, учет внеплановых расходов, штрафов и др., корректировка расходов. Базовые функции 2, 3, 4 достаточно хорошо разработаны по отношению к разного рода проектам и поэтому путем незначительной, учитывающей особенности проектов в реконструкции сложных технических систем, могут быть конвертированы и применены к решению проблем реконструкции СТ. Основным блоком, требующим разработки, является блок задач базовой функции управления предметной областью.

Выполненный анализ разнообразных аспектов, касающихся проблем реконструкции сложных технических систем, позволил сформулировать основные задачи базовой функции управления предметной областью. К ним следует отнести: по модулю разработки концепции – анализ проблем реконструкции, формирование индикаторов реконструкции, цели проекта, энергетическое обследование, формирование и разработка ограничений, выработка и анализ альтернатив, формирование задач проекта, прочее; по модулю определения предметной области – критерии эффективности, планирование, организация и управление, базовое описание проекта, возможность декомпозиции проекта, утверждение проекта; по модулю организации и распределения работ – контрольные работы и

сроки, контракты на НИОКР, ТЭО, проектирование, строительство, монтаж, пусконаладка систем; по модулю отчетности – финансирование, формирование технических характеристик, расхода ресурсов на реконструкцию, отчетности по отклонениям, комплексной отчетности; по модулю контроля – контроль спецификаций, контроль работ, контроль документации, контроль закупок и поставок, контроль изменений; по модулю завершения проекта – финансовое завершение, сводный анализ и отчет, оформление проекта как артефактного.

Выводы. Определены задачи базовых функций, которые являются основой для формирования целей и задач исследований проблем управления проектами реконструкции систем теплоснабжения.

Литература

1. Дормачев Д.Б. Исследование энергетической эффективности систем централизованного теплоснабжения как единого комплекса: Дис. ... канд. техн. наук: 05.23.03 / Д.Б. Дормачев. – Иркутск: РГБ, 2005.
2. Беляев Л.С. Методы исследования и управления системами энергетики / Л.С. Беляев, Н.И. Воронин. – Н-ск: Наука, 1987. – 374 с.
3. Сеннова Е.В. Математическое моделирование и оптимизация развивающихся теплоснабжающих систем / Е.В. Сеннова, В.Г. Сидлер. – Н-ск: Наука, 1987. – 291 с.
4. Системы поддержки принятия решений для исследования и управления энергетикой / Под ред. А.П. Меренкова, Л.В. Массель – Н-ск: Наука, 1997. – 210 с.
5. Управление инвестиционно-строительными проектами: международный подход. Руководство / Под ред. И.И. Мазур, В.Д. Шапиро. – М.: Авваллон, 2004. – 592 с.

Поступила в редакцию 3.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.К. Чернов, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев.

ОСНОВНІ ЗАВДАННЯ БАЗОВИХ ФУНКЦІЙ УПРАВЛІННЯ ПРОЕКТОМ РЕКОНСТРУКЦІЇ

Ю.М. Харитонов

На основі узагальнення результатів досліджень визначені завдання базових функцій проектів реконструкції систем теплопостачання. Сформульовано основні завдання базової функції управління предметною областю: аналіз проблем реконструкції, формування індикаторів реконструкції, цілей проекту, енергетичне обстеження, формування й розробка обмежень, вибір і аналіз альтернатив, формування завдань проекту, вибір критеріїв ефективності, планування, організація й управління, базовий опис проекту, можливість декомпозиції проекту, формування технічних характеристик, витрат ресурсів на реконструкцію.

Ключові слова: енергетика, управління проектами, реконструкція, система теплопостачання.

THE MAIN TASKS OF BASE MANAGEMENT FUNCTIONS BY THE REDEVELOPMENT DESIGN

Y.N. Kharytonov

On the basis of generalization of results researches tasks of base functions of designs redevelopment of systems a district heating are defined. The main tasks of base management function are formulated by a subject domain: the analysis of problems redevelopment, formation indicators of redevelopment, project objectives, power observation, generation and development of limitations, selecting and the alternative analysis, generation problems of the design, selecting criteria of efficiency, planning, organization and management, the base description of the design, possibility of decomposition of the design, generation of technical dates, costs resources for redesign.

Key words: power engineering, project management, redevelopment, district heating.

Харитонов Юрий Николаевич – канд. техн. наук, доцент, проректор, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: YKharitonov@usmtu.edu.ua.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Абрамов А.Д.	79
Баранник В.В.	84
Богорош А.Т.	5
Бойко Л.Г.	43
Бубулис А.	5
Буряченко А.Г.	75
Веселов В.А.	92
Воробьев Ю.С.	54
Воронов С.А.	5
Горин В.В.	70
Истомин В.И.	92
Ищук В.П.	29
Карпенко Е.Л.	43
Кириладш Е.И.	61
Коновалова Е.В.	95
Костюк В.Е.	61
Котенко П.С.	29
Куликов Г.Г.	29
Кумченко Я.А.	66
Ларьков С.Н.	87
Мазорчук М.С.	95
Малахов А.В.	34
Матвеев В.Т.	51

Молодых Л.С.	25
Молодых С.И.	25
Очеретяный В.А.	51
Павленко Т.Ю.	95
Петрунина Т.А.	79
Радченко А.Н.	70
Ранченко Г.С.	75
Репалова О.Н.	15
Сапармамедов А.Н.	70
Тарасова В.А.	39
Тверская С.Е.	92
Ткаченко И.В.	34
Толмачев Н.Г.	19
Третьяк В.В.	25
Фатиков В.С.	29
Харитонов Ю.Н.	104
Хаханова А.В.	84
Хорольский П.Г.	101
Чернобрылко М.В.	54
Черный И.Ю.	5
Чесноков А.В.	9
Шкабура В.А.	57

К СВЕДЕНИЮ АВТОРОВ

В соответствии с требованиями ВАК Украины (бюл. ВАК № 2,3 2008) изменяются правила оформления статей. Текст статьи выполняется в Microsoft Office Word for Windows (*.doc)

Параметры страницы:

Размер бумаги - А4 (210x297 мм); Отступ сверху и снизу листа - 25 мм, справа и слева – 22,5 мм.

Структура статьи.

УДК (UDC); И.О.Ф. автора(ов). Организация, страна. Заголовок статьи. Аннотация на языке оригинала (например, на русском языке). Ключевые слова. Текст статьи. Литература. Информация о поступлении статьи в редакцию и рецензенте. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на украинском языке. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на английском языке. Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail и контактный телефон каждого автора (ов).

УДК

УДК XXX.XXXX

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

И.О.Ф. Автора

Без абзаца. Прописные, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Организация, Страна

Без абзаца. Строчные, курсив, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал)
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

ЗАГолоВОК СТАТЬИ

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Аннотация

Без абзаца. На языке оригинала статьи (например, на русском языке). Слово «Аннотация» не пишется. Аннотация должна быть не менее 500 знаков и не должна превышать 14 строк, шрифт - 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, курсив, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Ключевые слова

Без абзаца. Абзац начинается с надписи **Ключевые слова:** (*Ключові слова;* *Key words:*) (курсив, жирный, 10pt Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на языке оригинала статьи. (курсив, 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.).
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Текст статьи.

Согласно постановлению ВАК Украины от 15.01.2003 № 7-05/1 текст статьи должен иметь такую структуру: *постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными или практическими задачами; анализ последних исследований и публикаций, на которые опирается автор; формулирование цели статьи (постановка задачи); изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов; выводы из данного исследования и перспективы дальнейших разведок в данном направлении.*

Оформляется в две колонки по 8 см, интервал между колонками текста - 5 мм.

Шрифт - Times New Roman,

Размер шрифта 10 пунктов, интервал шрифта – обычный (без растяжения или уплотнения),

Межстрочный интервал - 1.1,

Выравнивание текста - по ширине,

Автоматическая расстановка переносов слов.

Абзацы должны начинаться с красной строки (отступ 7,5 мм).

Полное заполнение страниц (неполная страница в публикацию включена не будет).

Иллюстрации к статье

Подаются в виде файлов с расширением *.TIF или *.JPG (серое изображение, разрешение 300 dpi, масштаб 1:1). Рисунки должны быть пронумерованы.

Подписуночные надписи

Подписуночная надпись выполняется шрифтом основного текста на расстоянии одной строки от рисунка, межстрочный интервал – одинарный, например:

Рис. 1. Схема отбора сжатого воздуха от ГТД:

1 – энергия набегающего потока; 2 – отбор воздуха от компрессора низкого давления

Надпись центрируется. Качество рисунков и графиков должно обеспечивать прочтение и тиражирование.

Таблицы

Таблицы должны быть пронумерованы: Таблица 1, Таблица 2,и т.д (слово Таблица располагается по правому краю страницы). Заголовок таблицы центрируется. Межстрочный интервал – одинарный. При необходимости размер шрифта можно уменьшить. Никакие сокращения слов, кроме общепринятых, в таблицах не допускаются.

Формулы

Набираются в редакторе формул MathType. Использовать для набора формул графические объекты, кадры и таблицы – запрещается. Произвести настройки редактора в меню:

РАЗМЕР→ОПРЕДЕЛИТЬ вести размеры:	
Обычный	10 пт
крупный индекс	80 %
мелкий индекс	70 %
крупный символ	150 %
мелкий символ	90 %

Стиль→ОПРЕДЕЛИТЬ установить параметры			
Стиль	Шрифт	полужирный	курсив
Текст	Times New Roman		
Функция	Times New Roman		
Перемен.	Times New Roman		
Стр. греч.	Symbol		
Пр. греч.	Symbol		
Символ	Symbol		
Матрица	Times New Roman	V	
Числа	Times New Roman		

Формула располагается по центру (без абзаца) строки, нумерация цифровая, сквозная. Номер формулы (в круглых скобках, 10 пт) располагается по правому краю страницы на одном уровне с формулой или ниже. Формульное окно принудительно растягивать или сжимать нельзя. Пояснения значений символов и числовых коэффициентов следует располагать непосредственно под формулой, в той последовательности, в какой они представлены в формуле. Каждое значение необходимо пояснять в новом абзаце с отступом 7,5 мм. Первый ряд пояснений начинают со слова «где» (без отступа), например:

$$\text{Re}_T^{**} = \psi_\Sigma \int_0^x q_w dx \left[\mu^* (i_w^* - i_w) \left(\frac{2}{\pi} \beta + 1 \right) \right]^{-1}, \quad (1)$$

где β – угол натекания струи на преграду;

μ^* – вязкость теплоносителя при температуре T^* ;

ψ_Σ – суммарный коэффициент отличия данного процесса теплообмена от стандартного.

Списки

Маркированный (–), нумерованный: формат номера Times New Roman 10пт, абзац 7,5 мм, табуляция после номера 5 мм.

Заголовки

Заголовки каждого раздела должны быть пронумерованы 1, 2, ...

Шрифт – Times New Roman полужирный, строчный, 12пт, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал, отступы абзацев отсутствуют, от окружающего текста отделяется пустыми строками.

Подразделы

При включении подразделов и подпунктов необходимо использовать для каждого заголовка

Шрифт – Times New Roman полужирный, строчный, 10пт, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал, отступы абзацев отсутствуют, от окружающего текста отделяется пустыми строками.

Литература

При цитировании литературы в тексте необходимо указывать номер в квадратных скобках [1]. Нумерация литературы в порядке упоминания. Список использованной литературы приводится в конце статьи (отступ от последней строчки статьи 1 строка одинарного интервала) и начинается ключевым словом **Литература**, набранным строчными буквами (шрифт полужирный 12 пт, по центру, без абзаца). Источники списка литературы оформляются в соответствии с библиографическими требованиями **ДСТУ ГОСТ 7.1:2006** (шрифт курсив 10 пт, выравнивание по ширине, абзац 7,5 мм, 1 межстрочный интервал).

Дополнительная информация

После текста статьи приводится информация, расположенная в одну колонку. Дополнительная информация отделяется от последней строчки текста статьи 1-й строкой, 1 межстрочный интервал. Указывается информация о поступлении статьи в редакцию (курсив, выравнивание по правому краю, 1 межстрочный интервал текста) в виде – *Поступила в редакцию 00.00.2008*

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

Далее приводится информация о рецензенте.

Без абзаца, строчный шрифт, 10пт Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал. Начинается текст со слова **Рецензент:** (шрифт полужирный) с указанием научной степени, научного звания, должности, Ф.И.О., организации и города расположения организации.

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

Далее приводятся 2 информационных блока на русском, украинском или английском языках (исключается основной язык статьи) в следующем порядке:

Блок на первом языке, (пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал), **Блок на втором языке**

Каждый блок имеет следующий формат:

ЗАГОЛОВОК СТАТЬИ на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, 10пт Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.

И.О.Ф. авторов на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, жирный, курсив, 10пт Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал), интервал перед и после строки – 3 пт.

Аннотация на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Слово «Аннотация» не пишется. Шрифт - 10пт Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал.

Ключевые слова на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Абзац начинается с надписи **Ключові слова:** (**Ключевые слова:** или **Key words:**) (курсив, жирный, 10пт Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на соответствующем языке (курсив, 10пт Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал).

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

За информационными блоками располагаются сведения про авторов.

Приводится информация о каждом авторе статьи.

Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail, номер контактного телефона.