

УДК 629.73.002

Ю.А. ВОРОБЬЕВ, В.В. ВОРОНЬКО, Ю.В. ДЬЯЧЕНКО, С.И. НОСА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СИНХРОННОЙ ИМПУЛЬСНОЙ КЛЕПКИ СТЕРЖНЯМИ С ПОМОЩЬЮ LS-DYNA**

В статье приведен анализ проблем синхронной клепки авиационных конструкций, обоснована необходимость численного моделирования технологического процесса, приведены результаты моделирования синхронной импульсной клепки стержнями авиационных конструкций из алюминиевых сплавов с использованием программного комплекса для динамического анализа LS-DYNA на основе метода конечных элементов (МКЭ), определены рациональные энергетические параметры технологического процесса и пневмоимпульсного инструмента, а также геометрические параметры получаемых заклепочных соединений, обеспечивающие требуемое качество, статическую прочность и ресурс.

Ключевые слова: заклепочные соединения, синхронная клепка, пневмоимпульсная клепка, клепальный молоток, численная модель.

Введение

Среди наиболее важных требований, предъявляемых к конструкциям современных воздушных судов (ВС), называют минимизацию массы, увеличение жесткости и прочности узлов, эксплуатационного ресурса, надежности конструкции. В значительной степени эти требования обеспечивает выбор вида крепежных элементов (КЭ) и совершенство технологии их постановки. При этом следует учитывать, что большинство соединений должны нести высокие нагрузки. Выполнение высоконагруженных соединений является одним из наиболее ответственных и трудоемких этапов агрегатной сборки планера ВС, трудоемкость которой составляет до 30% общей трудоемкости производства ВС. Поэтому степень конструктивно-технологического совершенства в значительной мере определяет уровень технологичности конструкции планера [1].

Одним из определяющих факторов ресурса и герметичности соединений является уровень и характер распределения радиального натяга в соединении. Рациональная величина радиального натяга в соединении определяется уровнем нагружения конструкции, применяемыми материалами и видом КЭ. При этом считается, чем более равномерным и рациональным по величине является радиальный натяг, тем больший ресурс имеет данное соединение [2]. Импульсная клепка позволяет регулировать как величину, так и характер распределения радиального натяга в соединении [3]. Наиболее равномерный характер распределения радиального натяга по толщине пакета соединяемых деталей среди заклепочных соединений имеют соединения, выполненные заклепка-

ми-стержнями или универсальными заклепками, т.к. деформирование осуществляется одновременно равномерно с обеих сторон. При этом долговечность соединений увеличивается в 10 раз [4].

Для осуществления синхронной клепки используют как универсальные заклепки УЗ, так и заклепки-стержни ЗУС, ЗПС (рис. 1).

Основной проблемой, возникающей при реализации процесса синхронной импульсной клепки, является синхронизация удара двух рабочих органов-инструментов.

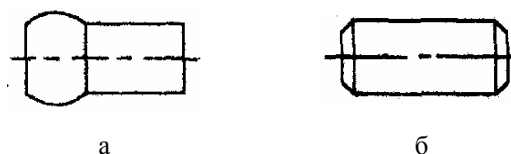


Рис. 1. Крепежные элементы, используемые для синхронной клепки: а – заклепка универсальная УЗ (ОСТ 1 34043-80); б – заклепка-стержень ЗУС, ЗПС (ОСТ 1 34012-76)

Особенно сложно решается вопрос синхронизации ударов двух пневмоимпульсных клепальных молотков ввиду инерционности энергоносителя – сжатого воздуха, наличия золотниковых пар, клапанов, характер срабатывания которых существенно зависит от величины сил трения в каждом элементе, пропускной способности воздушных каналов и т.д.

В Национальном аэрокосмическом университете «ХАИ» разработана принципиальная схема импульсного устройства для двусторонней синхронной клепки (рис. 2). Такое устройство содержит две идентичные пневматические силовые головки в виде клепальных молотков 1 и 2, каждая из которых

имеет корпус 3, ствол 4 с возможностью вращения относительно продольной оси. В стволе размещен боек 5. Между корпусом и стволом имеется кольцевая полость (ресивер) 6 для сжатого воздуха. В передней части ствола выполнена полость 7, в которой подвижно монтирована обжимка. Обжимка имеет поршень 8, рабочую часть 9 и хвостовик 10. Хвостовик входит в полость 11 ствола, а рабочая часть 9 выходит наружу и непосредственно деформирует заклепку-стержень 12, установленную в склепываемый пакет 13.

Диаметры поршня 8, рабочая часть 9 и хвостовика 10 подобраны таким образом, что эффективная площадь поршня со стороны рабочей части 9 обжимки больше, чем площадь поперечного сечения хвостовика 10. Полость со стороны рабочей части обжимки соединена с полостью 11 ствола отверстием 14, а со стороны хвостовика связана отверстием 15 с атмосферой. Корпус молотка закрыт крышкой 16, в котором выполнено гнездо 17 для бойка 5 и герметичная полость 18. В крышке установлен одноступенчатый пусковой золотник 19, который одним концом входит в гнездо 17 для бойка, а другим концом входит в полость 18. Диаметр пускового золотника 19 существенно меньше диаметра бойка 5. В крышке 16 выполнено дроссельное отверстие 20, соединяющее гнездо 17 с атмосферой. Полость 18 постоянно связана с ресивером отверстием 21. На крышке 16 со стороны ствола выполнены выступы 22 с окнами 23. Соответственно этим окнам в стволе выполнены окна 24, через которые сжатый воздух из ресивера поступает в ствол при разгоне бойка.

В гнезде 17 установлен уплотнительный элемент 25, который препятствует возможным утечкам воздуха из ресивера 6 через гнездо 17 и далее через отверстие 20 в атмосферу. На корпусе подвижно установлена рукоятка 26 с пружиной 27. В рукоятке

расположен распределительный золотник 28 с продольным отверстием 29 и обратным клапаном 30.

Полости 11 стволов силовых головок соединены трубопроводом 31, в котором последовательно установлены два регулируемых дросселя 32. Между дросселями присоединен дренажный трубопровод 33, который связан со штуцером 34, ведущим в атмосферу, последовательно через распределительный золотник 28 каждого устройства.

Для подвода сжатого воздуха в ресивер и ствол силовой головки в ее рукоятке выполнены каналы 35, 36, 37, а подвод сжатого воздуха от сети к головке осуществляется от напорной магистрали 38. Ресивер 6 связан дополнительным каналом 39 непосредственно с напорной магистралью 38 через обратный клапан 40. Постоянство подаваемого давления в ресивер обеспечивается редуктором 41, установленным в напорной магистрали. Управление рабочей головки осуществляется кнопкой 42, расположенной на рукоятке.

Устройство работает следующим образом. Перед нанесением удара каждая из силовых головок устанавливается рабочей частью обжимки 9 на расклепываемый стержень заклепки 12, как показано на рисунке. После установки силовой головки на стержень заклепки и полной готовности к осуществлению рабочего хода оператор нажимает на кнопку 42. Удара не произойдет, пока второй оператор не установит свою силовую головку на заклепку и не нажмет на кнопку, так как дренажный трубопровод перекрыт распределительным золотником 28 второго оператора. Только в том случае, когда оба оператора установили силовые головки и нажали на кнопки, дренажный трубопровод 33 через каналы 36 и 32 каждой рукоятки и трубопровод 43 сообщается со штуцером 34, который связан с атмосферой.

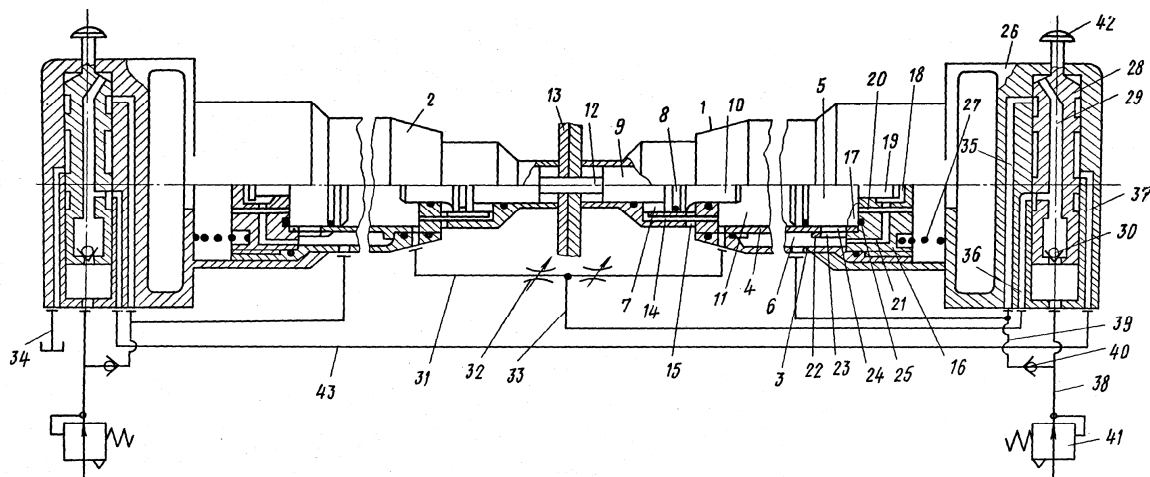


Рис. 2. Импульсное устройство для двусторонней клепки с силовыми головками, работающими от сжатого воздуха (А.с. № 39138 от 10.02.1981 г.)

Этим обеспечивается блокировка силовых головок. Воздух из стволов силовых головок по трубопроводу 31 через дроссели 32, дренажный трубопровод 33 и 43 стравливается в атмосферу через штуцер 34, а от напорной магистрали 38 через обратный клапан 30, отверстия 29 и 35 поступает в ресивер 6.

Давление в стволах падает, а в ресиверах силовых головок возрастает до постоянной величины, определяемой настройкой редуктора 41. Так как полость 18 в крышке замкнутая и соединена с ресивером отверстием 21, а гнездо 17 для бойка 5 связано с атмосферой через отверстие 20, то боек 5 каждой головки всегда прижат к уплотнению 25, а пусковые золотники 19 прижаты к бойкам и воздействуют на них с некоторым усилием. Поскольку диаметр бойка 5 существенно больше, чем диаметр пускового золотника 19, то боек каждой головки может выдвинуться из гнезда 17 при определенном перепаде давлений в полости 11 ствола и полости 18, связанной с ресивером, определяемом соотношением диаметров бойка 5 и пускового золотника 19. Так как давление воздуха в ресиверах 4 с помощью редуктора 41 поддерживается постоянным, то пусковые золотники 19 головки перемещаются одновременно и выдвигают бойки из гнезд всегда при одном и том же падении давления в стволе, существенно меньшем, чем давление в ресивере. Бойки 5 одновременно выходят из гнезд и открывают окна 24. Сжатый воздух через окна 23 и 24 воздействует на бойки и разгоняет их навстречу друг другу. Бойки наносят удар по хвостовикам 10 обжимок, которые производят деформирование заклепки 12. После удара кнопки 42 опускают и золотники 28 под действием сжатого воздуха перемещаются в исходное положение. При этом полость 11 ствола каждой головки соединяется через каналы 36, 29 и клапан 30 с напорной магистралью 38, а ресивер 6 запирается. Попаданию сжатого воздуха в ресивер через дополнительный клапан 39 препятствует обратный клапан 40. Сжатый воздух, поступая в ствол, перемещает боек в исходное положение, поскольку давление в ресивере расширившегося воздуха, действующего с противоположной стороны на боек, ниже, чем поступающего через канал 36 от напорной магистрали 38. Происходит сжатие газа в ресивере до исходного значения. При вхождении бойка в гнездо 17 последний воздействует на пусковой золотник 19 и перемещает его в исходное положение, а сам прижимается к торцевому уплотнению 25, чем исключает возможные утечки сжатого воздуха из ресивера через дренажное отверстие 20 в атмосферу. Эти утечки не вызывают смещение бойка, так как полость гнезда 17 сообщена с атмосферой. Одновременно при подаче давления в полость 11 ствола сжатый воздух через отверстие 14 попадает в полость 7. По-

скольку эффективная площадь поршня 8 со стороны рабочей части 9 обжимки больше, чем площадь поперечного сечения хвостовика 10, то обжимка перемещается самостоятельно в исходное положение до упора, обеспечивая себе свободу перемещения для деформирования заклепки при ударе.

Устройство готово для осуществления следующего рабочего хода.

Импульсное устройство для двусторонней клепки с силовыми головками, работающими от сжатого воздуха, характеризуется простотой его конструкции, эксплуатации и обслуживания, высоким КПД и стабильностью контролируемых параметров качества заклепочного соединения.

При внедрении новых технологий основной технологической задачей является поиск рациональных параметров технологического процесса (ТП) и средств технологического оснащения, исходя из требований обеспечения требуемого качества, минимальной трудоемкости и стоимости. Для получения достоверной картины проводят, как правило, полнофакторный эксперимент. Однако ввиду дороговизны таких экспериментов, их большой продолжительности, необходимости учета большого числа определяющих факторов возникает острая потребность в численном моделировании процесса с целью поиска его рациональных параметров. С помощью численного моделирования процесс определения рациональных параметров значительно сокращает как временные, так и финансовые затраты.

1. Формулирование проблемы

При синхронной клепке стержнями основными требованиями являются геометрические параметры соединений, которые регламентированы нормативными документами. К таким параметрам относят, прежде всего, диаметр и высоту выступающих головок для непотайных заклепок и высоту выступления потайной головки для потайных соединений. В данной статье с помощью численного моделирования синхронной импульсной клепки стержнями авиационных конструкций определялись рациональные параметры технологического процесса.

2. Описание конечно-элементной модели ТП синхронной импульсной клепки

При моделировании процесса синхронной импульсной клепки выполнены следующие виды работ:

- геометрическое моделирование технологической системы (ТС), состоящей из заклепки (стержня), обжимок, пакета и полиуретановых прижимов (рис. 3);
- моделирование физических свойств материалов элементов ТС;

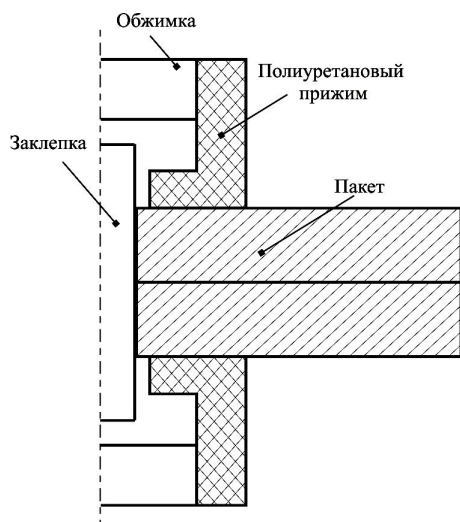


Рис. 3. Схема процесса синхронной импульсной клепки

- задание контактных условий взаимодействия элементов ТС;
- задание начальных условий работы элементов ТС.

При моделировании приняты следующие допущения:

- обжимка является абсолютно жестким телом;
- упрочнение материала осуществляется по степенному закону (заклепка и пакет);
- задача решена в осесимметричной постановке;
- трение на контактной поверхности описывается законом Амонта-Кулона;
- тепловые эффекты, вызванные пластическим деформированием, не учитываются.

При решении скоростных процессов пластического деформирования используют явный метод интегрирования дифференциальных уравнений.

3. Численное моделирование ТП синхронной импульсной клепки стержнями

При моделировании синхронной импульсной клепки стержнями приняты следующие параметры технологического процесса (рис. 4) [1 – 4]:

- параметры пакета: две соединяемые детали толщиной $S_1 = S_2 = 5$ мм; материал пластин – алюминиевый сплав Д16Т ("MAT_POWER_LAW_PLASTICITY": $E = 69$ ГПа, $\mu = 0,33$, $\sigma = B\varepsilon^m$, где $B = 380 \cdot 10^6$ и $m = 0,27$);

- параметры заклепки: материал заклепки В65; диаметр $d_3 = 4 + 0,04$ мм ("MAT_POWER_LAW_PLASTICITY": $E = 71$ ГПа, $\mu = 0,31$, $\sigma = B\varepsilon^m$, где $B = 290 \cdot 10^6$ и $m = 0,4$);

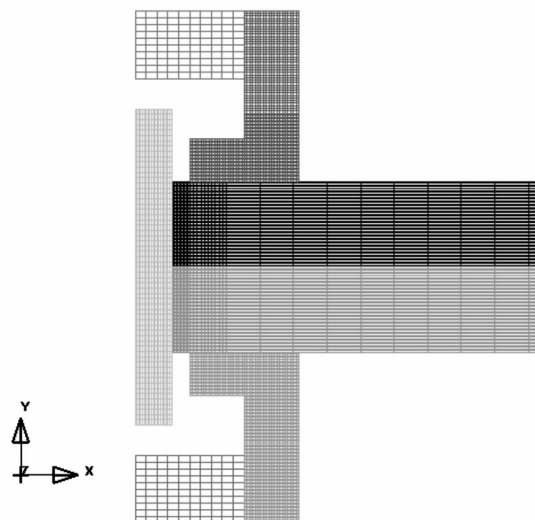


Рис. 4. КЭМ синхронной импульсной клепки стержнями

- параметры отверстия: $d_{\text{отв}} = 4,05 + 0,08$ мм;
- коэффициент трения равен 0,15;
- обжимка изготовлена из титанового сплава ВТ22 ("MAT_RIGID": $E = 210$ ГПа, $\mu = 0,28$);
- полиуретановые прижимы с обеих сторон из СКУ-7Л ($\mu = 0,499$, константы материала $C01 = 137895$ Па и $C10 = 551580$ Па);
- параметры гнезда: глубина гнезда $h_{\text{гн}} = 1,6 + 0,1$ мм, угол при вершине $\alpha = 82^\circ$ (для соединений с потайными головками).

Конечно-элементная модель напряженно-деформированного состояния (КЭМ НДС) непотайного соединения показана на рис. 5.

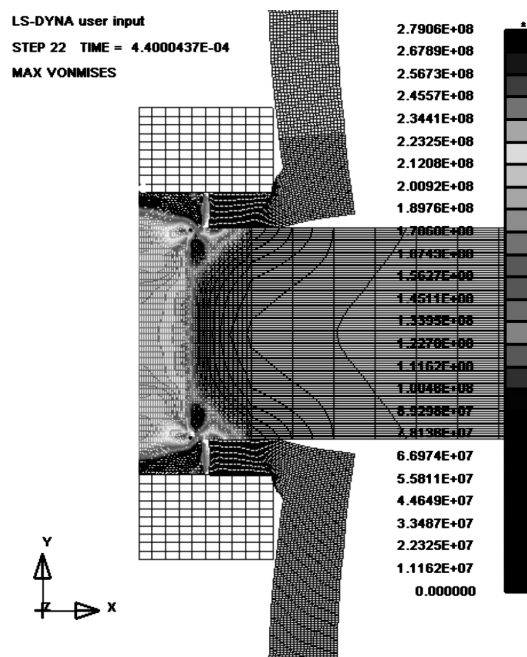


Рис. 5. КЭМ НДС непотайного соединения после синхронной импульсной клепки стержнями

Результаты численного моделирования синхронной импульсной клепки стержнями непотайных соединений показали, что:

- минимальная высота стержня равна 18,2 мм (рис. 6);
- необходимая энергия одного пневмоимпульсного молотка $E = 15,3$ Дж, т.е. суммарная энергия процесса синхронной импульсной клепки с образованием непотайных соединений $E = 30,6$ Дж.

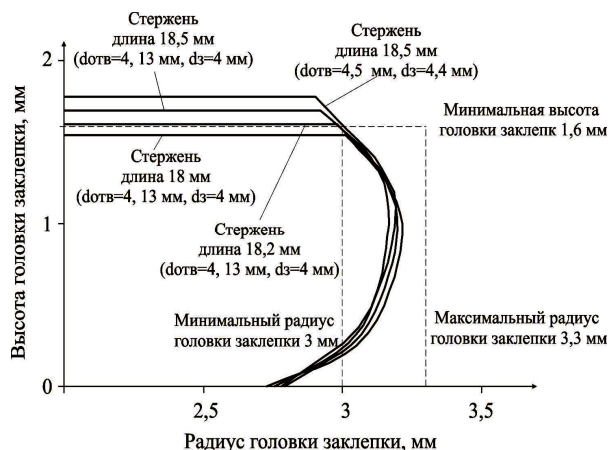


Рис. 6. Геометрические параметры головки заклепки непотайного соединения после синхронной импульсной клепки стержнями

КЭМ НДС потайного соединения показана на рис. 7.

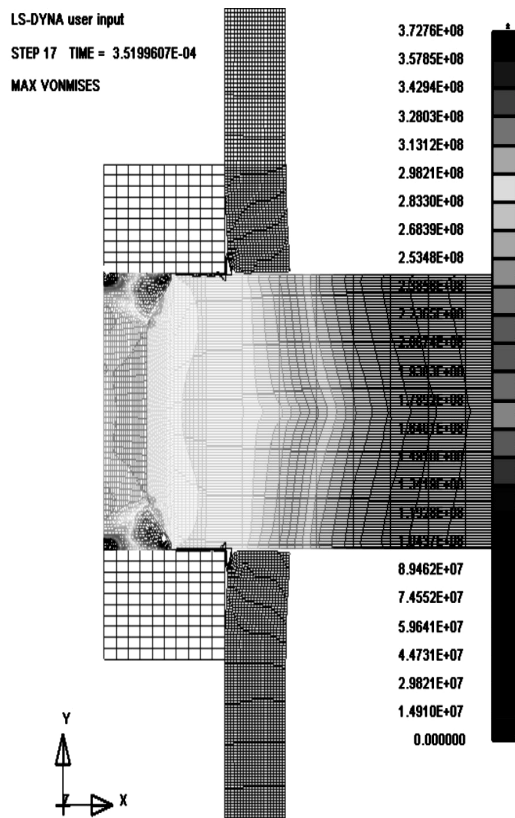


Рис. 7. КЭСМ НДС потайного соединения после синхронной импульсной клепки стержнями

Результаты численного моделирования синхронной импульсной клепки стержнями потайных соединений показали, что высота стержня равна 14,5 мм, при необходимой суммарной энергии 43 Дж.

Получив результаты технологического процесса синхронной импульсной клепки стержнями для потайных и непотайных соединений, скомбинируем два эти варианта в одном соединении.

КЭМ НДС комбинированного соединения показана на рис. 8.

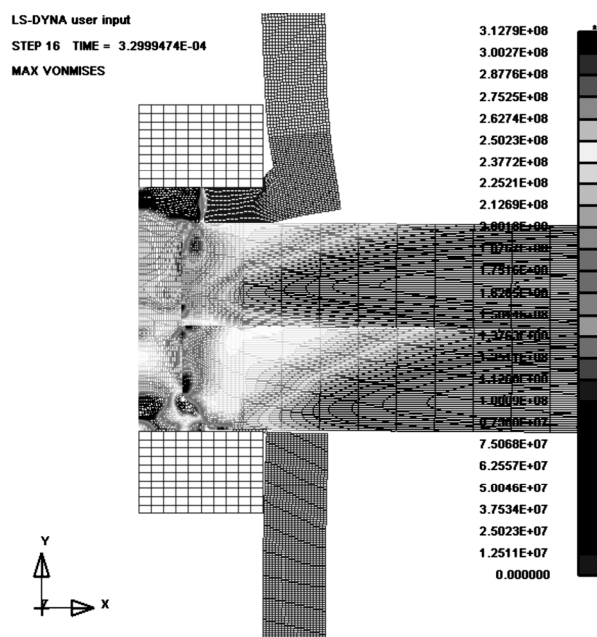


Рис. 8. КЭМ НДС комбинированного соединения после синхронной импульсной клепки стержнями

Заключение

Итогами данной работы являются:

1. Разработана КЭМ ТП синхронной импульсной клепки стержнями потайных и непотайных соединений.
2. Определены рациональные параметры технологического процесса синхронной импульсной клепки стержнями, которые обеспечивают требуемое качество различных видов соединений.

Исходя из результатов численного моделирования необходимо:

1. Разработать КЭМ ТП синхронной импульсной клепки универсальными заклепками.
2. Разработать пневмоимпульсное устройство с точной дозировкой энергии.

Литература

1. *Современные технологии агрегатно-сборочного производства самолетов* / А.И. Пекари, Ю.М. Тарасов, Г.А. Кривов и др. – М.: Аграф-пресс, 2006. – 304 с.

2. Воробьев Ю.А. Разработка технологического процесса и инструмента импульсной клепки авиационных конструкций из углепластика: Дис...канд. техн. наук: 05.07.04 / Воробьев Юрий Анатольевич. – Х., 2004. – 166 с.

3. Воробьев Ю.А. Исследование качества заклепочных соединений авиационных конструкций из

КМУ / Ю.А. Воробьев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – Вып. 2 (37). – С. 41-44.

4. Основы технологии производства летательных аппаратов: учеб. пособие / А.С. Чумадин, В.И. Еришов, В.А. Барвинок и др. – М.: Наука и технология, 2005. – 912 с.

Поступила в редакцию 15.01.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры техники и технологии Ф.В. Новиков, Харьковский национальный экономический университет, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ СИНХРОННОЇ ІМПУЛЬСНОЇ КЛЕПКИ СТРИЖНЯМИ ЗА ДОПОМОГОЮ LS-DYNA

Ю.А. Воробйов, В.В. Воронько, Ю.В. Дьяченко, С.І. Носа

У статті приведений аналіз проблем синхронної клепки авіаційних конструкцій, обґрунтована необхідність чисельного моделювання технологічного процесу, приведені результати моделювання синхронної імпульсної клепки стрижнями авіаційних конструкцій з алюмінієвих сплавів з використанням програмного комплексу для динамічного аналізу LS-DYNA на основі методу скінчених елементів (МСЕ), визначені раціональні енергетичні параметри технологічного процесу і пневмоімпульсного інструменту, а також геометричні параметри отримуваних заклепувальних з'єднань, що забезпечують необхідну якість, статичну міцність і ресурс.

Ключові слова: заклепувальні з'єднання, синхронна клепка, пневмоімпульсна клепка, клепальний молоток, числова модель.

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

Yu.A. Vorobyov, V.V. Voronko, Yu.V. Djatschenko, S.I. Nosa

In the article on the basis of method of eventual elements the numeral design of technological process of synchronous impulsive stave is executed by the bars of aviation constructions from aluminium alloys, realized by the pneumoimpulsive hammers of the type MPI, the power and geometrical parameters of technological process of impulsive synchronous stave of the bars-riveting executed with salient and secret heads are certain, providing the required quality of connections, static capacity and resources; this was done by the bundled software Ls-DYNA.

Keywords: riveting connections, synchronous riveting, pneumoimpulsive riveting, riveting hammer, numeral model.

Воробьев Юрий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yuriy.vorobyov@gmail.com.

Воронько Виталий Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vitaliy.voronko@gmail.com.

Дьяченко Юрий Вениаминович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yvd50@gmail.com.

Носа Станислав Иванович – соискатель кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nsivika@ukr.net.

УДК 621.793.7

И.В. ЗОРИК, К.А. ДАНЬКО

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

ГАЗОПЛАМЕННАЯ ГОРЕЛКА ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО НАПЫЛЕНИЯ ПОКРЫТИЙ

В статье предложена новая конструкция газопламенной горелки для сверхзвукового напыления покрытий на детали авиационных двигателей (АД). Описываемое оборудование относится к машиностроению и решает задачи увеличения ресурса аналогичных установок для напыления путем устранения сужающихся участков по ходу движения расплавленных частиц напыляемого порошка и напыления порошков тугоплавких материалов. Выполнен сравнительный анализ существующих аналогов и прототипа, указаны их недостатки и предложены пути их устранения. Описана суть изобретения, его составляющие и область применения.

Ключевые слова: газопламенная горелка, генератор высокоскоростного двухфазного потока, сверхзвуковое сопло, сопло Лавалья, камера сгорания, диффузор, коллектор, форсунка, диафрагма, рубашка охлаждения, свеча зажигания.

Введение

В настоящее время развитие техники характеризуется постоянной интенсификацией режимов работы машин, механизмов и отдельных деталей. Следствием этого является рост эксплуатационных температур, давлений, скоростей, т.е. увеличение нагрузок на рабочие поверхности деталей. Особенно остро проблемы надежности и ресурса деталей машин, узлов и изделий в целом стоят в отрасли авиадвигателе- и ракетостроения.

Широко известным является тот факт, что основной причиной отказов в работе машин и механизмов является износ рабочих поверхностей деталей, а не их поломка. Проблема повышения надежности и ресурса технических устройств на современном этапе развития науки и техники решается следующими путями [1]:

- модернизация существующих устройств;
- повышение эксплуатационных характеристик деталей за счет замены конструкционных материалов новыми, с улучшенными химико-физико-механическими свойствами;
- создание принципиально новых конструкций изделий.

Попытка использовать имеющиеся на сегодняшний день материалы в условиях интенсивных режимов работы не увенчалась успехом – не обеспечивались требования высокой надежности. Сложившаяся ситуация сдерживает развитие техники и ставит перед нами следующие задачи [1]:

- разработка новых перспективных конструкционных материалов, новых типов смазок, новых типов защитных покрытий на рабочие поверхности деталей машин;
- проектирование деталей композиционной

структуры, у которых конструкционная основа изготовлена из недорогого, но обеспечивающего номинальную механическую прочность материала, поверх которого нанесен рабочий слой из материала, обеспечивающего заданные функциональные свойства рабочей поверхности.

В современной технологии упрочнения и восстановления деталей машин все большее применение находит метод высокоскоростного газотермического напыления покрытий, что обусловлено высокими технико-экономическими, санитарно-гигиеническими и экологическими параметрами процесса. Способ высокоскоростного газопламенного напыления покрытий основан на использовании термической и кинетической энергии высокотемпературной высокоскоростной струи, истекающей из сопла горелки.

Постановка задачи исследования. Будем рассматривать оборудование для получения двухкомпонентных сверхзвуковых газопламенных струй при восстановлении и повышении технологических характеристик деталей или интенсивно изнашиваемых частей деталей авиационной, ракетной техники и общего машиностроения.

Известна компоновочная схема генератора высокотемпературного двухфазного потока [2; с. 423, рис. 10.3, в], выполненная с разделением участков нагрева и ускорения частиц и управлением параметрами потока расходным воздействием. В подобных устройствах может быть достигнута тепловая релаксация фаз для частиц с дисперсностью в полтора – два раза более высокой, чем в устройствах традиционных схем (с осевой подачей частиц в дозвуковую часть сопла Лавалья или с радиальной подачей частиц в конце сопла) той же мощности (определяемой расходом топливных компонентов) [2; с. 423].

Известно также устройство – сверхзвуковое

сопло газопламенной горелки, взятое за прототип [3], состоящее из внутреннего сопла Лавала, ускоряющего поток до сверхзвуковой скорости, основного канала, через который газовый поток, несущий напыляемый порошок, попадает во внутреннее сопло Лавала, внешнего сопла Лавала, по которому проходит воздушный поток, охлаждающий внутреннее сопло Лавала, концентрирующий рабочий поток и охлаждающий подложку.

Недостатками указанного прототипа являются: введение порошка напыляемого материала в горячий поток продуктов сгорания до сужающегося участка сопла Лавала, следствием чего является неизбежное налипание расплавленных частиц порошка на стенки сопла в критическом сечении, приводящее к изменению его контура и пропускной способности, уменьшению ресурса; невозможность напылять порошки из тугоплавких материалов из-за недостатка времени пребывания порошка в горячем потоке; охлаждение и интенсивное окисление расплавленных частиц порошка потоком охлаждающего воздуха из внешнего сопла Лавала, приводящие к снижению качества напыляемого покрытия.

Проблема продления ресурса технологических установок для высокоскоростного газопламенного напыления является актуальной и за рубежом. Это можно проследить в публикациях [4, 5].

Техническая задача, решаемая предлагаемым устройством, заключается в увеличении ресурса оборудования путем устранения сужающихся участков по ходу движения расплавленных частиц напыляемого порошка, напылении порошков тугоплавких материалов, за счет увеличения времени пребывания порошка в горячем потоке продуктов сгорания, более равномерного подвода тепла в двух узлах и дополнительного подогрева потоком продуктов сгорания, вытекающим из внешнего сопла, что благоприятно сказывается на качестве напыляемого покрытия [6]. Кроме того, данный метод обладает целым рядом преимуществ:

- достигается высокая плотность и низкая пористость покрытий;
- практически любой материал, который плавится, на разрушаясь, при рабочих температурах горелки может быть использован для получения покрытий;
- механические свойства подложки не меняются благодаря сравнительно низкому ее нагреву в процессе напыления;
- низкое давление газов упрощает оборудование и обеспечивает создание простой и работоспособной конструкции;
- снижаются вредные выбросы в окружающую среду за счет применения в качестве топлива МАФ-газа.

Разработка оборудования газопламенной горелки для сверхзвукового напыления покрытий

Сущность предлагаемого устройства состоит в том, что оно снабжено корпусом горелки, внешним соплом, основной камерой сгорания с диффузором, выполненными в ее корпусе, продольными канавками на наружной поверхности корпуса основной камеры сгорания, девятнадцатью радиальными отверстиями для трубок подачи компонента топлива, прокладываемых от коллектора к основной камере сгорания и образующими дополнительный узел подвода тепла к рабочему потоку, установленной на входе в основную камеру сгорания форсункой, имеющей осевое отверстие для подачи кислорода с транспортируемым порошком напыляемого материала и радиальные отверстия для подачи газообразного горючего, установленным снаружи корпуса основной камеры сгорания на ее выступах и установленном пояске корпусом рубашки охлаждения основной камеры сгорания с мундштуком и трубкой отвода охлаждающей жидкости, диафрагмой, размещенной между наружной поверхностью корпуса основной камеры сгорания и полым тарельчатым центральным телом с трубкой подвода охлаждающей жидкости, и мундштуком, кольцом фиксирующим, размещенным в месте соединения корпуса рубашки охлаждения основной камеры сгорания с полым тарельчатым центральным телом, камерой сгорания внешнего сопла с установленной на входе в нее форсункой, установленными в корпусе горелки втулкой со свечей зажигания и тремя трубками подвода компонентов топлива к форсунке камеры сгорания внешнего сопла с мундштуками, камерой смешения, образуемой корпусом горелки и размещенной между выходными сечениями диффузора и внешнего сопла с одной стороны и выходным сечением горелки – с другой, корпусом рубашки охлаждения внешнего сопла с трубками подвода и отвода охлаждающей жидкости с мундштуками, установленным на корпусе горелки так, что между ними образуется кольцевой канал.

В отличие от прототипа для получения напыляемых слоев из более тугоплавких материалов и меньшего окисления расплавленных частиц тепло подводится равномерно в двух узлах подвода вдоль протяженной внутренней КС; из внешнего сопла вытекают продукты сгорания топливо-кислородной смеси; устройство снабжено камерой смешения 35 (рис. 1).

Такая совокупность новых признаков позволяет напылять покрытия из тугоплавких материалов типа WC с высокой адгезией и низкой пористостью, увеличить ресурс установки и обеспечить равно-

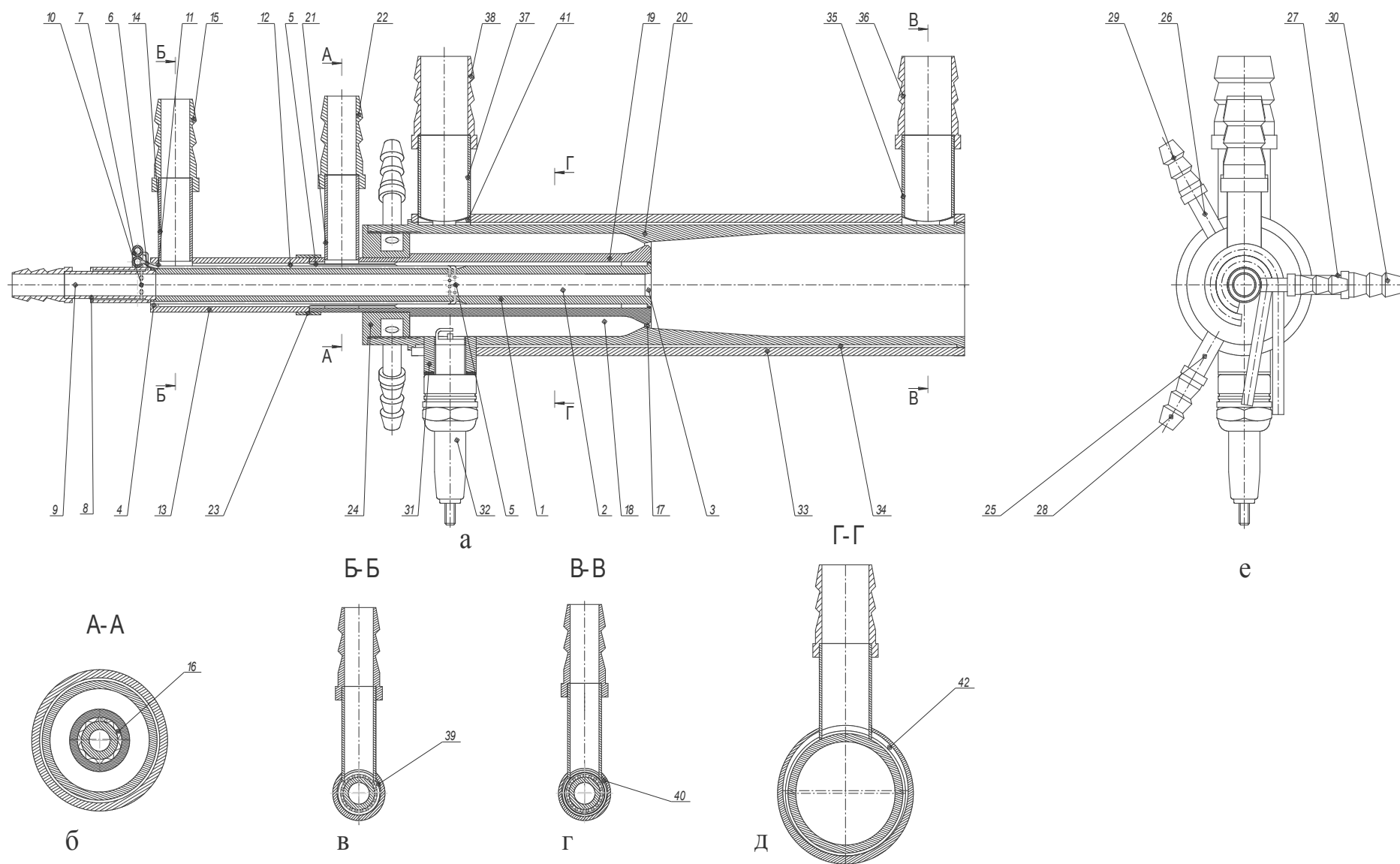


Рис. 1. Компонировочная схема газопламенной горелки для сверхзвукового напыления покрытий

мерность распределения порошка в радиальном направлении потока.

Предлагаемое устройство газопламенной горелки для сверхзвукового напыления покрытий иллюстрируется чертежом, где показан разрез горелки, вид и сечения (рис. 1, а – е).

Горелка состоит из следующих основных элементов: корпуса основной камеры сгорания 1, который формирует непосредственно основную камеру сгорания 2 с диффузором 3; снаружи на корпусе основной камеры сгорания 1 выполнены продольные канавки 4, причем каждая из них заканчивается радиальным отверстием 5 для трубки подачи компонента топлива 6 прокладываемым по продольным канавкам 4 от коллектора 7, через радиальные отверстия 5, к основной камере сгорания 2. Таким образом, система отверстий для трубок подачи компонентов топлива 5, сами трубки подачи компонентов топлива 6 и коллектор 7 формируют дополнительный узел подвода тепла к рабочему потоку. Основной узел подвода тепла к рабочему потоку расположен на входе в основную камеру сгорания 2 и представлен форсункой основной камеры сгорания 8, имеющей осевое отверстие 9 для подачи кислорода и транспортируемого ним порошка напыляемого материала и радиальные отверстия 10 для подачи газообразного горючего. Кроме того, снаружи на корпусе основной камеры сгорания 1 выполнены установочный поясик 11 и выступы 12, по которым устанавливается корпус рубашки охлаждения основной камеры сгорания 13 с трубкой отвода охлаждающей жидкости 14 и мундштуком 15. Для движения охлаждающей жидкости в заданном направлении, при охлаждении корпуса внутренней камеры сгорания 1 предусмотрена диафрагма 16 (рис. 1, б). Внешнее сопло 17 и его камера сгорания 18 формируются полым тарельчатым центральным телом 19 и корпусом горелки 20. Полое тарельчатое центральное тело 19 своей внутренней поверхностью, в сочетании с диафрагмой 16 и наружной поверхностью корпуса основной камеры сгорания 1 формирует кольцевой канал, по которому движется охлаждающая жидкость, подаваемая по трубке подвода охлаждающей жидкости 21 с мундштуком 22. Для фиксации полого тарельчатого центрального тела 19 относительно корпуса рубашки охлаждения внутренней камеры сгорания 13 служит фиксирующее кольцо 23.

Подача компонентов топлива в камеру сгорания внешнего сопла 17 осуществляется с помощью форсунки 24. Компоненты топлива в форсунку 24 подается через трубки подвода компонентов 25-27 с мундштуками 29-30. Корпус горелки 20, на котором закреплена втулка 31 со свечей зажигания 32, также формирует камеру смешения 32. Для защиты корпуса горелки 20 от высоких температур предусмотрена система охлаждения: корпус рубашки охлаждения

внешнего сопла 33 установлен по отношению к корпусу горелки 20 таким образом, что образуется кольцевой канал 34, по которому течет охлаждающая жидкость, поступающая через трубку подвода охлаждающей жидкости 35 с мундштуком 36 и отводимая по трубке отвода охлаждающей жидкости 37 с мундштуком 38. В местах подвода и отвода охлаждающей жидкости предусмотрены кольцевые выточки (39 – 42) (рис. 1, а, в, г, д).

Горелка работает следующим образом: кислород и транспортируемый ним порошок напыляемого материала поступают по каналу 9; через отверстия 10 к потоку кислорода с порошком подводится газообразное топливо и начинается процесс горения. Порошок с продуктами сгорания (рабочий поток) продолжает двигаться вдоль основной камеры сгорания 2. На расстоянии 3/5 длины основной камеры сгорания от ее начала расположены отверстия 5, через которые по трубкам 6 поступает газообразное топливо, и горение продолжается. В диффузоре 3 рабочий поток ускоряется до скорости порядка 1500 м/с. Ускорение рабочего потока до таких скоростей способствует получению покрытий с высокой адгезией и низкой пористостью. Компоненты топлива подаются в форсунку внешнего сопла 24 через трубки подвода 25-27. Процесс горения происходит в камере сгорания внешнего сопла 18. Поджиг топлива осуществляется свечой зажигания 32. На выходе из внешнего сопла продукты сгорания будут иметь температуру порядка 3500 К и скорость 2000 м/с. Образовавшийся кольцевой поток продуктов сгорания из внешнего сопла концентрирует рабочий поток, предотвращая вынос и налипание расплавленных частиц порошка напыляемого материала на стенки корпуса горелки 20, дополнительно подогревает их и ускоряет. Охлаждение наружного корпуса внешнего сопла осуществляется жидкостью, поступающей по трубке подвода 35, движущейся по кольцевому каналу 34 в направлении, противоположном направлению течения рабочего потока, и вытекающей по трубке отвода охлаждающей жидкости 37. Кольцевые выточки (39 – 42) в местах подвода и отвода охлаждающей жидкости способствуют выравниванию полей скоростей ее течения вдоль кольцевого канала. Форма выточек показана на сечениях (рис. 1, в – д).

По данному устройству есть решение про выдachu патента Украины на изобретение от 21 января 2009 г.

Примером применения данной двухкамерной сверхзвуковой горелки может служить любой технологический процесс газопламенного напыления тугоплавких материалов. Получаемые покрытия при помощи данной горелки отличаются высокой адгезией, низкой пористостью и прецизионной локальностью наносимого покрытия с наименьшими экономическими затратами.

Заключение

Предлагаемое оборудование относится к машиностроению и может быть применено для получения двухкомпонентных сверхзвуковых газопламенных струй при восстановлении и повышении технологических характеристик деталей или интенсивно изнашиваемых частей деталей авиационной, ракетной техники и общего машиностроения.

Рассмотренное устройство обеспечивает технический результат, заключающийся в повышении качества наносимых газотермических покрытий из тугоплавких материалов за счет увеличения скорости рабочего потока, степени тепловой релаксации частиц порошка и высокой локализации процесса напыления, и может быть изготовлено с помощью известных в технике средств. Следовательно, предлагаемое устройство обладает промышленной применимостью.

Литература

1. Мчедлов С.Г. Газотермическое покрытие в технологии упрочнения и восстановления деталей машин / С.Г. Мчедлов // *Технология машиностроения*. – 2008. – №6. – С. 35-46.

2. Тимошенко В.И. Газовая динамика высокотемпературных технологических процессов / В.И. Тимошенко. – Днепропетровск: Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 456 с.

3. Пат. 2281812 Российская Федерация, МПК В05В 7/20, С23С 4/20. Сверхзвуковое сопло газопламенной горелки / Гончаров В.С., Домашенко Ю.В., Гончаров М.В.; Заявитель и патентообладатель Тольяттинский государственный университет. – № 2004121522/02; заявл. 13.07.04; опубл. 20.08.06, Бюл. № 23. – 5 с.

4. *Handbook of deposition technologies for films and coatings. Science, Technology and Applications / edited by Rointan F. Bunshah. – 2nd ed. – Los Angeles, California, University of California: Noyes Publications, 1994. – 888 p.*

5. Pawlowski Lech. *The Science and Engineering of Thermal Spray Coatings: Second Edition / Lech Pawlowski – Chichester: John Wiley & Sons, Ltd, 2008. – 626 p.*

6. Заявка а200809654 Украина, МПК В05В7/00. Газополуменевый пальник для надзвукового напыления покрыттів / Долматов А.И., Зорик И.В., Данько К.А. (Украина); заявитель Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“; заявл. 23.07.08. – 11 с.

Поступила в редакцию 1.02.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов» В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ГАЗОПОЛУМЕНЕВИЙ ПАЛЬНИК ДЛЯ НАДЗВУКОВОГО НАПИЛЕННЯ ПОКРИТТІВ

І.В. Зорик, К.А. Данько

У статті запропонована нова конструкція газополуменевого пальника для надзвукового напылення покриттів на деталі авіаційних двигунів (АД). Описане обладнання належить до машинобудування і вирішує задачі підвищення ресурсу аналогічних установок для напылення шляхом усунення ділянок, що звужуються по напрямку руху розтоплених частинок порошку і напылення порошків тугоплавких матеріалів. Було виконано порівняльний аналіз існуючих аналогів та прототипу, відмічено їх недоліки і запропоновані шляхи їх усунення. Описана суть винаходу, його складові та область застосування.

Ключові слова: газополуменевий пальник, генератор високошвидкісного двофазного потоку, надзвукове сопло, сопло Лавалля, камера згоряння, дифузор, колектор, форсунка, діафрагма, рубашка охолодження, свічка запалення.

GAS-FLAME BURNER FOR SUPERSONIC DEPOSITION OF COATINGS

I.V. Zorik, C.A. Danko

A new design of gun for HVOF deposition of coatings on the parts of aviation engines (AE) is proposed in the article. The described equipment relates to mechanical engineering and helps to increase the recourse of the equipment for deposition of the metal powders by means of removal of the constrictors downstream the moving melted particles of sprayed material and spraying of powder of refractory materials. Comparative analysis of existing analogs and prototype was made. Their shortcomings are shown and methods of their elimination are suggested. The main point of the invention is described, as well as its components and field of application.

Key words: gas-flame gun, generator of high speed two phase flow, supersonic nozzle, Laval nozzle, combustion chamber, diffuser, collector, sprayer, diaphragm, water cooling jacket, spark plug.

Зорик Игорь Владимирович – ст. преподаватель, каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Данько Константин Анатольевич – мл. научный сотрудник, каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 539.319:678.027.94

А.В. ЧЕСНОКОВ

Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Украина

МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТЕРЖНЕВЫХ АРМИРУЮЩИХ КАРКАСОВ

Технологические процессы (ТП) подготовки жгутов к переработке и сборки армирующих каркасов представлены в виде модели их взаимодействия, от исходных характеристик сырья до параметров армирующих каркасов для газофазного насыщения углеродом матрицы. Определены факторы и показатели качества для каждого ТП. Записаны функции взаимодействия этапов и режимов ТП в общем виде. На основании комплексных исследований этапов ТП функции взаимодействия и показатели качества получены в виде теоретических выражений и экспериментальных зависимостей. На основании модели определены рациональные параметры процессов, разработаны новые ТП и автоматизированное оборудование.

Ключевые слова: взаимодействие технологических процессов, пултрузия стержней, стержневой армирующий каркас, показатели качества.

Состояние проблемы

Создание конструкций современных летательных аппаратов (ЛА), используемых в условиях высоких температур и повышенных термомеханических нагрузок, обусловило необходимость создания ряда новых материалов. Важное место среди них занимают углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ), которые нашли широкое применение в высоконагруженных теплозащитных конструкциях [1]. Наиболее высокими и стабильными эксплуатационными свойствами обладают УУКМ, полученные на основе стержневых армирующих каркасов (АК) насыщенных углеродом матрицы из газовой фазы, за счет прямолинейности и равномерности расположения армирующих волокон. Рациональное применение таких материалов позволяет существенно расширить ресурсы работоспособности конструкций, повысить их эффективность и экономичность [1].

Композиционные материалы имеют технологическую наследственность, то есть на эксплуатационные характеристики материала оказывает влияние каждая операция их изготовления и способ ее реализации. Несмотря на многообразие способов получения УУКМ должны быть выполнены следующие технологические процессы (ТП) [2]:

- подготовка жгутов к переработке;
- изготовление АК;
- насыщение АК углеродом матрицы.

ТП базируются на предшествующих им ТП и должны обеспечить благоприятные условия для выполнения последующих, с гарантированным полу-

чением заданных характеристик материала и минимальной степенью вариации.

Выбор вида армирующих волокон и их пространственного расположения определяется на этапе проектирования конструкции и является исходной информацией для проектирования технологических процессов изготовления УУКМ. Технологический процесс подготовки материалов к переработке базируется на свойствах и технологичности применяемого волокна и связующего. И должен обеспечивать необходимую технологичность полученного материала для изготовления АК, высокую производительность, экономию сырья и энергии. Процесс изготовления стержневых армирующих каркасов базируется на прочностных и геометрических характеристиках исходного полуфабриката и должен обеспечивать стабильность расположения армирующих волокон и хорошую газопроницаемость АК для насыщения углеродом матрицы. Взаимосвязь указанных процессов – многофакторная задача и рассмотрение их по отдельности не позволяет получить рационального конечного результата.

Основы взаимодействия ТП получения УУКМ в общем виде были определены в работе [3], представленная модель раскрыла механизмы взаимодействия для проведения систематизации параметров и недостаточно изученных механизмов их взаимодействия. Выявлено, что менее изученными и не автоматизированными являются ТП изготовления стержневых АК и подготовки жгутов для них.

Целью исследований являлось получение модели взаимодействия ТП изготовления стержневых АК для поиска рациональных параметров их реализации, автоматизации и управления.

1. Построение модели взаимодействия технологических процессов

Произведем математическое описание ТП изготовления стержневых АК для установления соотношений между его выходными показателями, элементами режима рабочего процесса, конструктивными и качественными характеристиками технологической системы, условиями протекания технологического процесса и параметрами исходного сырья. Взаимосвязь ТП представим в виде математической модели, с достаточной точностью отражающей реальные ТП, для нахождения механизмов управления процессами, повышения их эффективности и нахождения принципиально новых технологических решений.

Подробное описание ТП подготовки жгутов к переработке – производства стержней и сборки стержневых АК описаны в работах [4, 5], соответственно, поэтому в данной статье не приводятся.

Для математического описания технологических процессов выберем построение детерминированной модели, на основе теоретического и экспериментального исследования сущности ТП, их причинно-следственных связей. Для понимания сущности ТП, их глубинных закономерностей, позволяющих находить эффективные и принципиально новые пути повышения качества и производительности процессов, снижения себестоимости изготовления материала. Любой процесс невозможно полностью описать. Для установления закономерностей ТП охватим только ключевые параметры, позволяющие в определенной степени схематизировать происходящие явления.

Математическая модель технологического процесса представляет собой совокупность уравнений, определяющих значения выходных его показателей, и ограничений на те или иные аргументы уравнений в виде конкретных значений или неравенств. В общем виде модель взаимодействия ТП изготовления стержневых АК представлена в виде схемы на рис. 1.

На модели взаимодействия ТП обозначено входные и выходные показатели через $\Phi_{i,j}$, $K_{i,j}$, $T_{i,j}$ и $O_{i,j}$ (здесь $\Phi_{i,j}$ – факторы, действующие на осуществление ТП; $K_{i,j}$ – показатели качества изделия; $T_{i,j}$ – производительность ТП; $O_{i,j}$ – отходы производства) $P_{i,j}$ – функции взаимодействия этапов и режимов рабочего процесса. Через i обозначен номер ТП, а j – порядковый номер этого параметра. Установление качественных и количественных связей между перечисленными величинами является одной из важнейших научных проблем повышения качества ТП производства УУКМ и деталей из него. В общем

виде математическую модель взаимодействия ТП можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} K_{i,j} &= f_{K_i}(K_{i-1,j}; \Phi_{i,j}; P_{i,j}); \\ T_{i,j} &= f_{T_i}(K_{i-1,j}; \Phi_{i,j}; P_{i,j}); \\ O_{i,j} &= f_{O_i}(K_{i-1,j}; \Phi_{i,j}; P_{i,j}). \end{aligned} \quad (1)$$

Для решения практических задач необходимо эти зависимости выразить в явном или количественном виде.

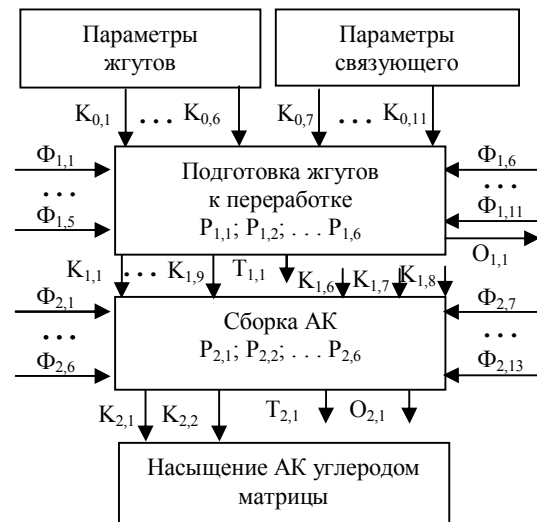


Рис. 1. Модель взаимодействия ТП изготовления стержневых армирующих каркасов

2. Показатели взаимодействия

Показателями качества исходного сырья для ТП 1 – подготовки жгутов к переработке являются паспортные характеристики волокна и связующего:

- $K_{0,1}$ – предел прочности волокна, σ_B , [МПа];
- $K_{0,2}$ – модуль упругости волокна, E_B , [МПа];
- $K_{0,3}$ – предельная деформация волокна, δ_B , [%];
- $K_{0,4}$ – плотность волокна, ρ_B , [г/см³];
- $K_{0,5}$ – линейная плотность жгута, T_X , [Текс];
- $K_{0,6}$ – количество филамент в жгуте, n_B ;
- $K_{0,7}$ – вязкость раствора связующего, η_c , [Па с];
- $K_{0,8}$ – температура плавления связующего, t_c , [°C];
- $K_{0,9}$ – содержание растворителя в растворе связующего, k_{c0} , [%];
- $K_{0,10}$ – предел прочности связующего, σ_c , [МПа];
- $K_{0,11}$ – модуль упругости связующего, E_c , [МПа].

Факторами воздействия в ТП подготовки жгутов к переработке (ТП 1) являются:

- $\Phi_{1,1}$ – предварительное натяжение жгутов, P_H , [Н];

$\Phi_{1,2}$ – количество сложений жгута, n ;
 $\Phi_{1,3}$ – время пропитки жгутов, τ_1 , [с];
 $\Phi_{1,4}$ – угол входного конуса фильеры отжима, α_1 ;
 $\Phi_{1,5}$ – диаметр фильеры отжима, d_1 , [мм];
 $\Phi_{1,6}$ – энергия разогрева полуфабриката, q , [Вт];
 $\Phi_{1,7}$ – время разогрева, τ_2 , [с];
 $\Phi_{1,8}$ – угол конуса фильеры формования, α_2 ;
 $\Phi_{1,9}$ – диаметр фильеры формования, d_2 , [мм];
 $\Phi_{1,10}$ – скорость протяжки, $V_{пр}$, [м/с];
 $\Phi_{1,11}$ – количество потоков производства, $n_{п}$.

Показателями качества получаемых стержней (ТП 1) являются входные показатели качества для ТП 2 – сборки АК:

$K_{1,1}$ – диаметр стержня, [мм]:

$$K_{1,1} = d = f(\Phi_{1,8}; \Phi_{1,9}; \Phi_{1,10}); \quad (2)$$

$K_{1,2}$ – устойчивость стержня при сжатии, [Н]:

$$K_{1,2} = P_{уст} = f(k_{0,2}; k_{0,5}; k_{0,10}; \Phi_{1,2}; k_{1,1}); \quad (3)$$

$K_{1,3}$ – расслоение торца стержня при сжатии, [Н]:

$$K_{1,3} = P_p = f(k_{0,2}; k_{0,5}; k_{0,10}; \Phi_{1,2}; k_{1,1}); \quad (4)$$

$K_{1,4}$ – наполнение стержня волокном, [%]:

$$K_{1,4} = \varphi_{ст} = f(k_{0,5}; \Phi_{1,2}; k_{1,1}); \quad (5)$$

$K_{1,5}$ – вес погонного метра стержня, [гр/м]:

$$K_{1,5} = m_{ст} = f(k_{0,5}; \Phi_{1,1} - \Phi_{1,5}; \Phi_{1,9}; \Phi_{1,10}). \quad (6)$$

Дополнительно входными параметрами для ТП сборки АК являются:

$K_{1,6}$ – вид АК, цилиндр – D, кольцо – D; D_1 , [мм];

$K_{1,7}$ – структура АК, 3D, 4D, 4D-л;

$K_{1,8}$ – шаг вертикальных стержней, h_x , [мм];

$K_{1,9}$ – шаг горизонтальных слоев, h_z , [мм].

Факторами воздействия на ТП сборки АК (ТП2) являются:

$\Phi_{2,1}$ – диаметр отверстий в плитах, $d_{п}$, [мм];

$\Phi_{2,2}$ – частота вибрации, ν_B , [Гц];

$\Phi_{2,3}$ – амплитуда вибрации, A_B , [мм];

$\Phi_{2,4}$ – коэффициент загрузки бункера, k_3 , [%];

$\Phi_{2,5}$ – высота от слоя до направляющей, H_B , [мм];

$\Phi_{2,6}$ – диаметр подающих роликов, D_p , [мм];

$\Phi_{2,7}$ – обжатие стержня роликами, δ_p , [мм];

$\Phi_{2,8}$ – длина направляющей, L , [мм];

$\Phi_{2,9}$ – угол реза стержня, β ;

$\Phi_{2,10}$ – точность позиционирования горизонталь-

ных стержней, Δy , [мм];

$\Phi_{2,11}$ – точность подачи стержня на заданную глубину, $\Delta \ell$, [мм];

$\Phi_{2,12}$ – скорость подачи стержня в АК, $V_{п}$, [м/с];

$\Phi_{2,13}$ – скорость позиционирования подающего устройства, $V_{пу}$, [м/с].

Выходными показателями качества АК (ТП 2) и входными показателями качества для насыщения АК углеродом матрицы (ТП 3) являются:

$K_{2,1}$ – наполнение АК волокном по направлениям армирования, [%]:

$$K_{2,1} = \varphi_i = f(k_{1,4}; k_{1,7}; k_{1,8}; k_{1,9}); \quad (7)$$

$K_{2,2}$ – проницаемость АК реагентом, диаметр капилляр, [мм]:

$$K_{2,2} = a = f(k_{1,4}; k_{1,7}; k_{1,8}; k_{1,9}). \quad (8)$$

3. Общий вид функций взаимодействия

При производстве стержней возникают функции взаимодействия этапов и режимов:

$P_{1,1}$ – давление в фильере пропитки, p_1 , [МПа]:

$$P_{1,1} = f(k_{0,5}; k_{0,6}; k_{0,7}; \Phi_{1,3}; \Phi_{1,4}; \Phi_{1,5}; \Phi_{1,10}); \quad (9)$$

$P_{1,2}$ – сопротивление движению полуфабриката сквозь фильеру отжима, [Н]:

$$P_{1,2} = P_O = f(P_{1,1}; \Phi_{1,4}; \Phi_{1,5}); \quad (10)$$

$P_{1,3}$ – энергия сушки и разогрева полуфабриката, [Дж]:

$$P_{1,3} = W = f(k_{0,5}; k_{0,6}; k_{0,8}; \Phi_{1,6}; \Phi_{1,7}); \quad (11)$$

$P_{1,4}$ – давление в фильере формования, p_2 , [МПа]:

$$P_{1,4} = f(k_{0,5}; k_{0,6}; k'_{0,7}; \Phi_{1,5}; \Phi_{1,8}; \Phi_{1,9}; \Phi_{1,10}); \quad (12)$$

$P_{1,5}$ – сопротивление движению полуфабриката сквозь фильеру формования, [Н]:

$$P_{1,5} = P_{\phi} = f(P_{1,5}; \Phi_{1,5}; \Phi_{1,8}; \Phi_{1,9}); \quad (13)$$

$P_{1,6}$ – сопротивление движению полуфабриката по технологическим этапам, [Н]:

$$P_{1,6} = P_{пр} = f(P_{1,1}; P_{1,3}; P_{1,5}). \quad (14)$$

Функции взаимодействия при сборке АК:

$P_{2,1}$ – коэффициент заполнения плит, [%]:

$$P_{2,1} = P_3 = f(k_{1,1}; \Phi_{2,1}; \Phi_{2,2}; \Phi_{2,3}); \quad (15)$$

$P_{2,2}$ – сила подачи стержня, [Н]:

$$P_{2,2} = N_{п} = f(k_{0,10}; k_{1,1}; \Phi_{2,6}; \Phi_{2,7}); \quad (16)$$

$P_{2,3}$ – осевая нагрузка на горизонтальный стержень в подающем узле, [Н]:

$$P_{2,3} = N = f(k_{1,1}; \Phi_{2,8}; P_{2,5}); \quad (17)$$

$P_{2,4}$ – увеличение диаметра торца стержня после обрезки, [мм]:

$$P_{2,4} = d_T = f(k_{0,10}; k_{1,1}; \Phi_{2,9}); \quad (18)$$

$P_{2,5}$ – сопротивление продвижению стержня в АК, [Н]:

$$P_{2,5} = N_{\Gamma} = f(k_{1,1}; k_{1,7}; k_{1,8}; \Phi_{2,5}; P_{2,4}); \quad (19)$$

$P_{2,6}$ – усилие опрессовки слоя стержней, [Н]:

$$P_{2,6} = P_{оп} = f(k_{1,1}; k_{1,7}; k_{1,8}; k_{1,9}); \quad (20)$$

Производительность ТП1:

$$T_{1,1} = f(k_{1,5}; \Phi_{1,10}; \Phi_{1,11}). \quad (21)$$

Производительность ТП2:

$$T_{2,1} = f(k_{1,5}; \Phi_{2,12}; \Phi_{2,13}). \quad (22)$$

4. Количественные параметры функций взаимодействия

Количественные закономерности и взаимовлияние перечисленных параметров и факторов на показатели качества объектов производства выявлены на основании комплексных теоретических и экспериментальных исследований.

Влияние факторов процесса и исходных показателей на выходные показатели качества производства стержней, зависимости (2) – (6), получены на основании однофакторных экспериментальных исследований, результаты которых приведены в работе [6]. Полученные результаты позволили определить рациональные параметры проведения операции и способы управления выходными параметрами стержней. Отклонение параметров этапов ТП пул-трузии стержней от рациональных, ведет к изменению усилия прохождению полуфабриката сквозь фильеры. Обосновано [7], на основании контроля усилия на фильерах управлять ТП изготовления стержней, при выходе за допустимые пределы выполняется его регулировка или остановка.

Выходные показатели качества стержневых АК, зависимости (7) – (8), получены на основании анализа повторяющихся элементов пространственных структур по зависимостям, приведенным в [8]. Проблема повышения газопроницаемости АК была решена применением углевода в качестве связующего при производстве стержней и его удалением после сборки АК [9]. Описанное технологическое решение позволило получить АК повышенной газопроницаемости, за счет свободного расположения волокон жгута, в пространстве, ограниченном волокнами других направлений.

Функции взаимодействия при производстве

стержней на этапе пропитки, зависимости (9) – (10), описываются законами движения жидкости в капиллярно-пористых телах, которые в общем виде получены в работе [10], закономерности позволяют с достаточной точностью прогнозировать изменение давления в фильтре отжима от параметров процесса. На этапе формования, зависимости (12) – (13), связующее является вязкопластичной жидкостью, механизм ее перераспределения в межфиламентном пространстве описан в работе [6]. Энергия, необходимая на сушку и разогрев полуфабриката, зависимость (11), определена в работе [11], на основании экспериментальных данных измерения сопротивление углеродных жгутов, с учетом связующего и контактного сопротивления. Необходимый ток разогрева жгутов не превышает безопасного для указанного вида работ. Сопротивление движению полуфабриката (14) складывается из предварительного натяжения жгутов и сопротивлений прохождению полуфабриката сквозь фильеры. Узел протяжки преодолевает указанное усилие. Снизить повреждаемость и эллипсность сечения получаемых стержней удалось за счет применения приводной бобины большого диаметра, на которую наматывается готовый стержень [4].

Сборку АК рекомендовано выполнять в две операции – установка вертикальных стержней в направляющие плиты и укладка слоев горизонтальных стержней (УСГС) [5].

Основной функцией взаимодействия (15) при установке вертикальных стержней в направляющие плиты является коэффициент их заполнения стержнями в автоматическом режиме. Изучению этой функции посвящена работа [12], в которой на основании теоретических и экспериментальных исследований определены рациональные параметры процесса во взаимосвязи с параметрами стержней.

Силовое взаимодействие стержней (16), (17), (19), (20) при УСГС зависит от параметров стержней и требований по плотности АК. Процесс взаимодействия стержней описан в работе [13], в которой получены закономерности влияния параметров АК и диаметра стержней на нагружение вертикальных и подаваемого горизонтального стержней. Для повышения коэффициента запаса прочности стержней при УСГС рекомендовано снижать максимальный диаметр стержней за счет устранения их эллипсности.

При контроле прочностных характеристик стержней рекомендовано определять их эффективные характеристики – модуль Юнга и предел прочности при сжатии. На усилия взаимодействия стержней оказывает влияние диаметр торца стержня, который увеличивается при обрезке стержня, изучению этой (18) функции взаимодействия по-

священа работа [14], в которой исследовано влияние параметров режущего инструмента на качество реза и стойкость режущего инструмента.

Количество отходов производства зависит от устойчивости управления технологическими процессами, что приводит к выходу показателей качества за допустимые пределы и выбраковке материала. Показатели материалоемкости, энергоемкости и производительности применены для определения эффективности ТП.

5. Апробация ТП, созданных на основании учета параметров взаимодействия

Комплексное изучение этапов ТП изготовления стержней и сборки АК позволило определить рациональные параметры варьирования технологических параметров и контроля их устойчивости. Новизна принятых решений подтверждена патентами Украины [15, 16].

Для реализации ТП спроектирована пултрузионная установка, основное внимание уделено повышению устойчивости ТП и снижению энергоемкости производства.

Достигнуто повышение выхода годной продукции с 81 % (ТП аналог) до 98 %, снижено в 6 раз энергопотребление установки за счет непосредственного разогрева жгутов пропусканием электрического тока и автоматизированного контроля процесса, устранено влияние инерционности разогрева полуфабриката на качество стержней.

Для установки вертикальных стержней вибропросеиванием в направляющие плиты, экспериментально апробирован вибростенд, полученные параметры вибрации позволяют получать практически 100% заполнение отверстий направляющих плит стержнями, продолжительность воздействия вибрации 40 с. не вызывает повреждений торца стержня.

УСГС является монотонным трудом с вредным воздействием углеродной пыли. Автоматизация процесса позволила сократить время сборки АК в 6 раз, снизить отход стержней и улучшить условия труда сборщиков.

Выводы

Построена математическая модель взаимодействия технологических процессов изготовления стержневых АК для насыщения углеродом матрицы из газовой фазы. Выявлены основные исходные параметры процессов, факторы, влияющие на ход ТП и выходные параметры, позволяющие рассматривать ТП во взаимосвязи и выявить закономерности их взаимовлияния.

На основании комплексных исследований процессов получены закономерности взаимодействия ТП и процессов, происходящих на каждом технологическом этапе, позволившие определить рациональные диапазоны варьирования параметров процессов.

Разработаны новые технологические процессы и оборудование, позволившие сократить материалоемкость, энергоемкость и длительность технологических процессов.

Литература

1. *Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций* / Ю.В. Соколкин, А.М. Вотинов, А.А. Ташинов и др.; под общ. ред. А.М. Вотинова. – М.: Наука, 1996. – 240 с.
2. *Композиционные материалы: справ.* / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др.; под общ. ред. В.В. Васильева. Ю.М. Тарнапольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
3. *Чесноков А.В. Моделирование взаимосвязи технологических процессов изготовления углерод-углеродных композитов* / А.В. Чесноков, А.В. Гайдичук // *Композиционные материалы в промышленности: матер. Двадцать девятой международной конференции, 1 – 5 июня 2009 г., Ялта – К.: УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2009. – С. 223-224.*
4. *Чесноков А.В. Изготовление стержневых армирующих каркасов для углерод-углеродных композиционных материалов на основе «бесконечного» стержня* / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2008. – Вып. 1 (52). – С. 104-107.*
5. *Чесноков А.В. Повышение производительности сборки армирующих каркасов для углерод-углеродного композиционного материала* / А.В. Чесноков, В.В. Чесноков // *Вісн. Східноукраїнського нац. ун-ту ім. В. Даля. – № 7(113), Ч. 1. – Луганськ, 2007. – С. 169-173.*
6. *Чесноков А.В. Формование давлением стержней в пултрузионной установке* / А.В. Чесноков // *Вісник Східноукраїнського нац. ун-ту ім. В. Даля. – № 11 (141). – Луганськ, 2009. – С. 35-39.*
7. *Чесноков А.В. Автоматизация пултрузии углепластиковых стержней* / А.В. Чесноков // *Материалы, оборудование и ресурсосберегающие технологии: материалы междунар. науч.-техн. конф. 16-17 апреля 2009 года. – Могилев: Бел. – Рос. ун-т, 2009, Ч.1. – С. 108.*
8. *Чесноков А.В. Влияние технологических параметров изготовления структур на их коэффициенты армирования* / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2009. – Вып. 2 (58). – С. 66-71.*

9. Чесноков А.В. Перспективы улучшения качества углерод-углеродных композиционных материалов / А.В. Чесноков, А.В. Гайдачук, А.М. Потапов, И.В. Гурин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6 (53). – С. 21-24.

10. Чесноков А.В. Проницаемость реагентом пространственных армирующих структур при насыщении углеродом матрицы / А.В. Чесноков // *Технологические системы*. – 2009. – №4 (48). – С. 49-53.

11. Чесноков А.В. Разработка и анализ технологии изготовления углепластиковых стержней на углеводосодержащем связующем / А.В. Чесноков // *Вестник двигателестроения*. – 2010. – №1. – С. 32-35.

12. Чесноков А.В. Повышение производительности установки вертикальных стержней армирующих каркасов УУКМ / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2009. – Вып. 4 (60). – С. 35-44.

13. Чесноков А.В. Моделирование процесса взаимодействия стержней при сборке армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – №. 2 (55). – С. 27-31.

14. Чесноков А.В. Исследование процесса резания углепластиковых стержней на этапах изготовления армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2009. – Вып. 1 (57). – С.65-69.

15. Спосіб виготовлення вуглепластикових стержнів: Патент на корисну модель. 41482. Україна. МПК В29С 55/00 / Чесноков О.В. (UA) – № и 2008 14400; Заявл. 15.12.08; Опубл. 25.05.09, Бюл. №10. – 4 с.

16. Спосіб виготовлення просторових армуючих структур: Патент на корисну модель. 41256. Україна. МПК С04В 35/83 / Чесноков О.В., Потапов О.М. (UA) – № и 2008 15079; Заявл. 26.12.08; Опубл. 12.05.09, Бюл. №9. – 4 с.

Поступила в редакцию 13.01.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

МОДЕЛЬ ВЗАЄМОДІЇ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИГОТОВЛЕННЯ СТЕРЖНЬОВИХ АРМУЮЧИХ КАРКАСІВ

О.В. Чесноков

Технологічні процеси (ТП) підготовки джгутів до переробки і складання армуючих каркасів представлені у вигляді моделі їх взаємодії від вхідних характеристик сировини до параметрів армуючих каркасів для газофазного насичення вуглецем матриці. Визначені фактори та показники якості для кожного ТП. Записані функції взаємодії етапів і режимів ТП у загальному вигляді. На підставі комплексних досліджень етапів ТП визначено функції взаємодії і показники якості у вигляді теоретичних виразів і експериментальних залежностей. На підставі моделі визначені раціональні параметри процесів, розроблені нові ТП і автоматизоване обладнання.

Ключові слова: взаємодія технологічних процесів, пултрузія стержнів, стержньовий армуючий каркас, показники якості.

MODEL INTERACTION OF TECHNOLOGICAL PROCESS OF MAKING OF THE RODS PREFORM

A.V. Chesnokov

The technological processes (TP) of preparation of plaits to processing and assembling of preform are presented as a model of their co-operation from descriptions of raw material to the parameters of preform for a CVI. Factors are certain operating on realization of TP, indexes of quality for every process. The functions of co-operation of the stages and modes of TP are written in a general view. On the basis of complex researches of the stages of TP of function of co-operation and indexes of quality got in a theoretical expressions and experimental dependences. On the basis of model the rational parameters of processes are certain, new TP and automated equipment is developed.

Key words: technological process interaction, pultrusion rods, rods preform, indexes of quality.

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

УДК 621.92

Н.Ю. КАЛИНИЧЕНКО, С.Е. МАРКОВИЧ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПЛАНЕТАРНОЙ ГОЛОВКИ ДЛЯ ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ

В работе предложены основные перспективные области применения планетарной шлифовальной головки для глубинного шлифования. С этой целью была составлена классификация деталей авиационных двигателей и их конструктивных элементов, обрабатываемых глубинным шлифованием. Так же был выделен перечень факторов, приводящих к возникновению тепловых дефектов в процессе шлифования деталей авиационных двигателей с применением планетарной шлифовальной головки. Данные исследования являются актуальными в условиях современной тенденции развития технологии обработки деталей газотурбинных двигателей глубинным шлифованием.

Ключевые слова: планетарная шлифовальная головка, глубинное шлифование, поверхностно активные вещества.

Введение

Глубинное шлифование является одним из наиболее перспективных методов абразивной обработки, применяемых в авиационной промышленности. Стремительное развитие метода глубинного шлифования обусловлено такими обстоятельствами, как:

- применением жаропрочных и труднообрабатываемых литейных материалов при изготовлении лопаток турбин;
- наличием элементов, требующих высокой точности изготовления и степени чистоты поверхности;
- необходимостью формирования в поверхностном слое остаточных напряжений сжатия, благоприятно влияющих на прочность и долговечность деталей авиационных двигателей.

Данный метод позволяет сократить сроки производства деталей газотурбинных двигателей и является высокоэффективным с точки зрения энерго- и ресурсосбережения при рациональном его использовании. Однако существует риск возникновения поверхностных дефектов (прижогов, трещин и т.д.) по причине отсутствия точных сведений о факторах, влияющих на процесс абразивной обработки.

Постановка задачи и цель исследования

По этому вопросу определения эффективной области применения технологии глубинного шлифования и выявления факторов, приводящих к дефектам обрабатываемой поверхности, по причине заброса температуры в зоне шлифования является одним из актуальных направлений исследований на

сегодняшний день. Таким образом, целью данной работы является:

- выявление номенклатуры деталей газотурбинных двигателей и их конструктивных элементов, обрабатываемых методом глубинного шлифования;
- выделение перечня факторов, приводящих к возникновению тепловых дефектов в процессе шлифования деталей авиационных двигателей с применением планетарной шлифовальной головки.

Решение проблемы

В качестве одного из наиболее перспективных методов абразивной обработки предлагается использовать планетарную шлифовальную головку на операциях глубинного шлифования (рис. 1). Данный способ шлифования позволяет: повысить производительность обработки в 2...5 раз по сравнению с традиционной технологией глубинного шлифования; в 2...4 раза снизить удельную энергоемкость процесса; в 5...10 раз снизить теплонапряженность процесса и тем самым полностью исключить вероятность возникновения шлифовочного брака [1].

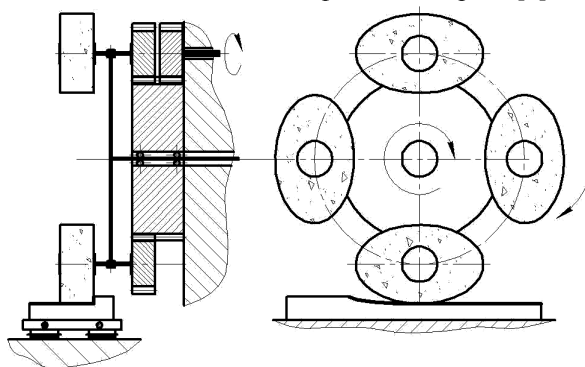


Рис. 1. Способ глубинного планетарного шлифования плоских поверхностей

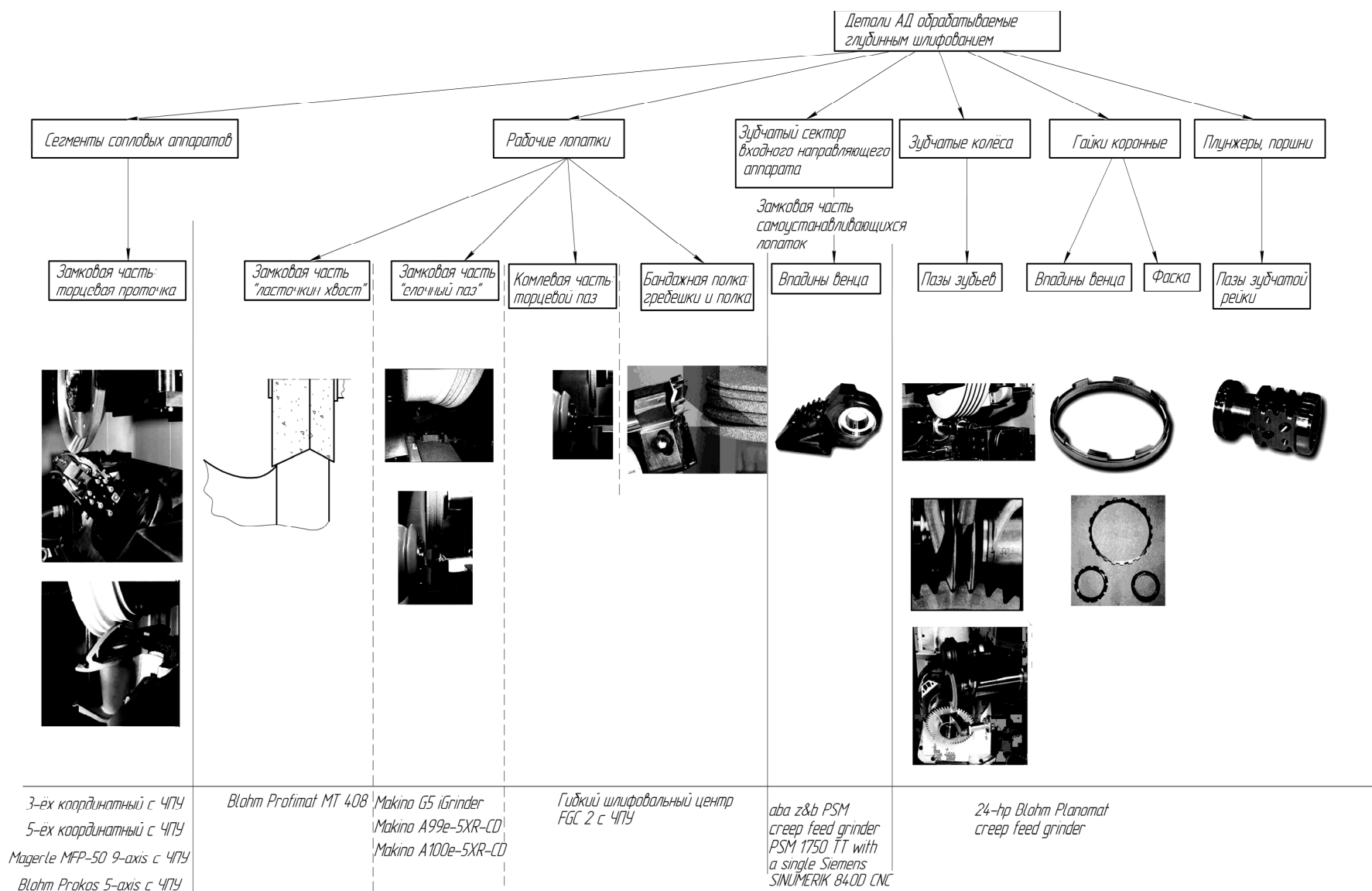


Рис. 2. Классификация деталей авиационных двигателей и их конструктивных элементов, обрабатываемых глубинным шлифованием на специализированных станках с ЧПУ

Проведенный анализ результатов современных исследований [2, 3] в области высокоскоростных методов абразивной обработки позволяет составить классификатор деталей авиационных двигателей и их конструктивных элементов, обрабатываемых глубинным шлифованием (рис. 2).

К таким деталям относятся: сегменты сопловых аппаратов (шлифуется замковая часть – торцевая проточка), рабочие лопатки (шлифуются: замковая часть «ласточкин хвост», «ёлочный паз»; комлевая часть: торцевой паз; и бандажная полка: гребешки и полка), замковая часть самоустанавливающихся лопаток (шлифуются впадины венца). Также глубинное шлифование применимо при производстве зубчатых колёс (пазы зубьев), коронных гаек (впадины венца и фаска) и плунжеров (пазы, выточки, канавки и т.д.).

На основании анализа результатов исследований [4] была составлена классификация факторов (рис. 3), определяющих возникновение тепловых дефектов, связанных с забросом температур. Рассматривается влияние кинематических, динамических, статических и параметров охлаждения на силовые факторы процесса резания и, как следствие, влияние на сам тепловой источник, что приводит к некоторому значению температуры, и в критических случаях её скачок становится причиной возникновения тепловых дефектов (трещины, прижоги, окалины и т.д.). При этом в качестве кинематических фак-

торов учитывались: диаметр круга, скорость круга и шлифовальной головки, скорость заготовки, глубина шлифования, подача заготовки; в качестве динамических: вибрации, износ круга, засаливание, эксцентриситет круга и головки, неравномерность припуска и прерывистость процесса. Из ряда статических факторов учитывались характеристики круга (зернистость, твёрдость, тип абразива, тип связки, наполнители, порообразователи) и свойства материала заготовки (предел прочности, твёрдость и т.д.). Влияние фактора охлаждения изучалось с точки зрения: типа смазочно-охлаждающего технологического средства (СОТС), свойства СОТС, расход СОТС, способ подачи СОТС в зону заготовки, параметры планетарной шлифовальной головки (периодичность режущих участков и участков охлаждения), тип поверхностно активного вещества (ПАВ), свойства ПАВ и концентрация ПАВ в основном объёме.

Выше перечисленные факторы в той или иной мере оказывают влияние на: составляющие силы резания, скорость теплового источника, свойства материала заготовки, интенсивность теплового источника и его периодичность, а также на интенсивность охлаждения, действие от которых в свою очередь влияет на температуру в зоне резания. Так в случае заброса температур в зоне резания выше критической, существует опасность возникновения тепловых дефектов: прижогов, окалин, трещин и т.д.

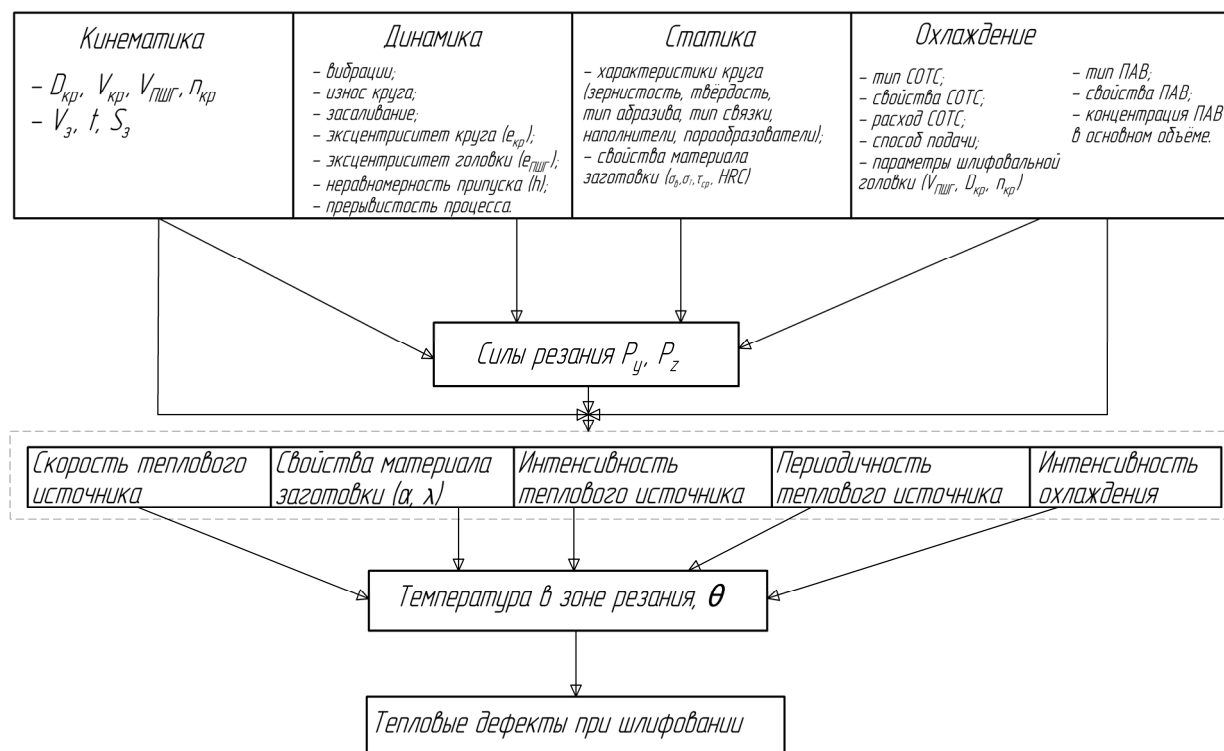


Рис. 3. Классификация процессов, определяющих возникновение тепловых дефектов

Заключение

В качестве вывода следует отметить, что проведенные исследования позволяют определить эффективную область применения технологии планетарного глубинного шлифования в авиационной промышленности, с учётом факторов, приводящих к возникновению тепловых дефектов.

Детальное изучение каждого из факторов позволит производить более точное прогнозирование образуемой температуры в зоне шлифования с возможностью её управлением в режиме реального времени.

Это весьма актуально во время стремительного развития обрабатывающих центров на базе мощных вычислительных машин, способных самостоятельно анализировать входные данные, рационально оценивать имеющиеся возможности и производить обработку без брака.

Литература

1. Долматов А.И. Проблемы абразивной обработки специальных сплавов и деталей с покрытиями, нанесёнными газодетонационным способом / А.И. Долматов, Н.Ю. Калининченко, С.Е. Маркович // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – №11 (47). – С. 132-141.
2. Качан А.Я. Глубинное шлифование хвостовиков и бандажных полок рабочих лопаток турбин / А.Я. Качан, А.В. Богуслаев, В.Ф. Мозговой, О.В. Алексеев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – №5 (40). – С. 126-129.
3. Ломакина И.В. Комплексная интегральная технология механической обработки высоконагруженных деталей ГТД: концептуальные основы и практика использования на станках фирмы BLOHM / И.В. Ломакина, И.А. Абысов, А.В. Крючков и др. // *Motion, Специальный выпуск к выставке Металлообработка*, 2008. – 40 с.
4. Смирнов В.А. Повышение эффективности плоского шлифования периферией круга за счет использования прерывистых кругов с упругодемпфирующими элементами: автореф. дисс. ... канд. техн. наук: 05.03.01 Смирнов Виталий Алексеевич; Ижевский гос. техн. ун-т – Ижевск, 2008. – 20 с.

Поступила в редакцию 29.01.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов» В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ГАЛУЗІ ЗАСТОСУВАННЯ ПЛАНЕТАРНОЇ ШЛІФУВАЛЬНОЇ ГОЛОВКИ ДЛЯ ГЛИБИННОГО ШЛІФУВАННЯ

М.Ю. Калініченко, С.Є. Маркович

В роботі запропоновані основні перспективні галузі застосування планетарної шліфувальної головки для глибинного шліфування. С цією метою був створений класифікатор деталей авіаційних двигунів та їх конструктивних елементів, оброблюваних глибинним шліфуванням. Також був розроблений перелік факторів, що призводять до виникнення теплових дефектів під час шліфування деталей авіаційних двигунів з використанням планетарної шліфувальної головки.

Ключові слова: планетарна шліфувальна головка, глибинне шліфування, поверхнево-активні речовини.

THE INVESTIGATION OF THE PLANETARY GRINDING HEAD OF THE APPLICATION AREA FOR CREEP-FEED GRINDING

N.Y. Kalinichenko, S.E. Markovich

The basic prospective ranges of planetary grinding head application for creep-feed grinding are purposed in the article. For this purpose the authors had completed classification of aircraft engines parts, to be machined by creep-feed grinding. The authors developed analyzed factors, cause burn defects during the grinding of aircraft engines parts by planetary grinding head.

Key words: the planetary grinding head, creep feed grinding, surface-active agent's.

Калиниченко Николай Юрьевич – аспирант каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Маркович Сергей Евгеньевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. «Технология производства двигателей летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.735

Я.С. КАРПОВ, В.Н. ПАВЛЕНКО, И.М. ТАРАНЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ СТЕРЖНЕЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УЧЕТОМ ВНУТРЕННЕГО САМОУРАВНОВЕШЕННОГО НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ**

Объяснен механизм возникновения сложного изгибно-крутильного деформирования длинномерных профилей, изготовленных из композиционных материалов, с неоднородным поперечным сечением под действием внутреннего самоуравновешенного напряженного состояния, вызванного изменением температуры или усадкой связующего или тем и другим вместе. Предложен механизм деформирования стержней из разнородных композиционных материалов при изменении температуры (после извлечения из оснастки или в процессе эксплуатации) с учетом различия в коэффициентах Пуассона. Синтезирована модель для определения действующих усилий по периметру элементов профиля и получены соответствующие формулы, что является основанием для построения теории внецентренного сжатия стержня.

Ключевые слова: тонкостенный длинномерный профиль, деформированное состояние, технологические напряжения, коробление.

Введение

Авиа- и ракетостроение являются основными потребителями высокопрочных композиционных материалов (КМ) в нагруженных деталях и агрегатах, представляющих собой различного вида тонкостенные конструкции (профили, обшивки, стенки и т.п.). С самого начала производства технологии и конструкторы столкнулись с проблемой поводки профилей и короблением панелей обшивки, что с одной стороны, усложнило процесс приемки деталей (не было соответствия чертежам), а с другой – это свидетельствовало о наличии внутреннего самоуравновешенного напряженного состояния, которое необходимо прогнозировать и учитывать при проектировании. Так зарождалась технологическая механика, и основное внимание уделялось параметрам технологического процесса. К важнейшим причинам поводок и короблений относятся:

– конструктивная неуравновешенность структуры КМ относительно центра жесткости или средней поверхности, вызванная несоблюдением полной симметрии из-за нежелания утяжелять конструкцию или сборкой заведомо разнородных элементов, например, обшивки и стрингеров. При изменении температуры такие детали неизбежно претерпевают изгибно-крутильные деформации;

– технологические факторы, приводящие к неравномерной и неодновременной полимеризации связующего, к разнотолщинности монослоев в пакете из-за особенности фильтрации связующего при изго-

товлении деталей из препрегов, к нарушению объемного содержания волокон в зонах переменной кривизны и т.п. Последствия технологических факторов состоят в формировании слоистых КМ с переменными физико-механическими свойствами монослоев по толщине пакета, что приводит к нарушению симметрии.

Формулирование проблемы

Явления поводок и коробления обуславливают необходимость решения двух взаимосвязанных задач. Первая – это прогнозирование деформированного состояния, что позволяет, с одной стороны, осуществить объективную оценку качества изготовления отделами технического контроля предприятий (изогнутая панель обшивки никак не соответствует чертежу), а с другой стороны – обеспечить такой уровень остаточных технологических напряжений, который не приводит к разрушению каких-либо элементов детали. Вторая задача связана с работоспособностью агрегата, так как после установки деформированной детали на каркас в ней остаются напряжения, которые влияют на несущую способность, и деформации, нарушающие аэродинамические обводы.

Для деталей типа панелей обшивки проведен широкий комплекс исследований по решению первой задачи [1 – 3] с учетом технологических и конструкторских факторов и начаты работы по второй [4, 5]. Напряженно-деформированное состояние пластин из КМ рассчитывалось под действием распределенных по краям изгибающего и крутящего мо-

ментов, априори полагая, что протяженностью краевого эффекта можно пренебречь (ведь формально, с позиции строительной механики, по краям никаких нагрузок нет). Кроме того, экспериментально обнаружено, что тонкие пластины с несимметричной структурой характеризуются (безотносительно к вызвавшим ее причинам) двумя цилиндрическими устойчивыми равновесными состояниями вместо ожидаемого седлообразного (рис. 1, а), причем с отличающимися прогибами и загнутыми в другую сторону углами (рис. 1, б) [6]. Появление той или иной формы носит стохастический характер и классической теорией пластин это предсказать невозможно. Вполне обоснованным объяснением такого характера деформирования служит следующее. После стохастического искривления в одной плоскости резко возрастает изгибная жесткость относительно оси x_1 (рис. 2, поз. 1) и изгибающего момента в другом направлении недостаточно для искривления в соответствующую плоскость. В углах изгибная жест-

кость увеличивается от нуля но меньшим градиентом, поэтому на некотором протяжении изгибающий момент $\bar{M}$ (см. рис. 2, поз. 2) “преодолевает сопротивление” и это приводит к загибу углов в другую сторону, что можно рассматривать как “попытку” образования седловидной поверхности.

Гораздо сложнее обстоит проблема поводки длинномерных профилей, характеризующейся сложным изгибно-крутильным деформированием, которое сопровождается даже профили с уравновешенной структурой стенок (рис. 3) и симметрией относительно одной из осей.

В литературе отсутствуют методики расчета искривления и скручивания профилей под действием самоуравновешенного внутреннего напряженного состояния. Механизм деформирования таких стержней может быть обоснован на базе аналогии с внецентровым действием осевой силы. Для этого условно отделим от стержня его концы, на длине которых затухает краевой эффект.

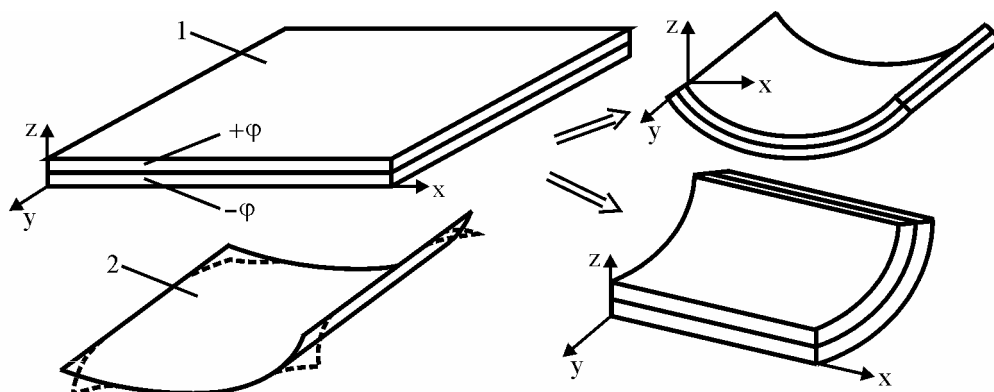


Рис. 1. Варианты коробления пластин из КМ: 1 – коробление с образованием цилиндрической поверхности; 2 – проявление краевого эффекта (загиб углов профиля)

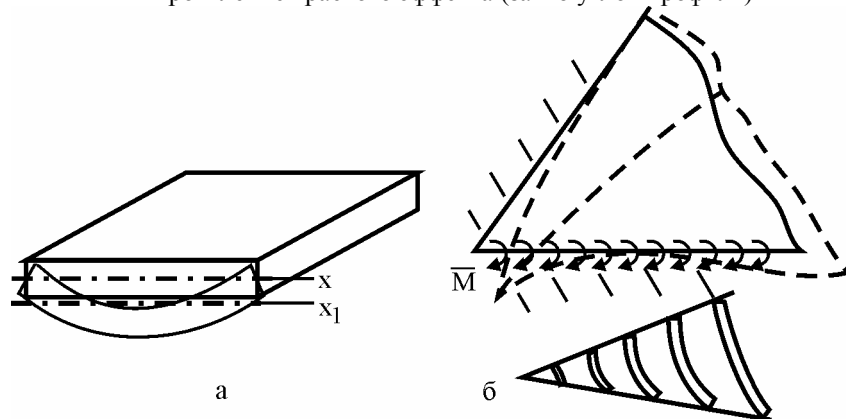


Рис. 2. К механизму искривления углов пластины



Рис. 3. Типы поперечных сечений профилей

Слои КМ стержня соединены между собой адгезионно, поэтому протяженность зоны краевого эффекта может быть оценена затуханием касательных напряжений на границе разнородных элементов, например, слоев $[0^\circ]$ и $[\pm\phi]$. Согласно [7], это происходит в зоне длиной в несколько толщин, что достаточно мало по сравнению с длиной стержня и можно пренебречь вкладом отсеченных частей в общую деформацию стержня (рис. 4) или приложить усилия по концам и пренебречь разницей в нагружении участков краевого эффекта. Очевидно, что распределенные по поперечному сечению усилия являются внецентровыми для любых стержней, содержащих угловое пересечение стенок.

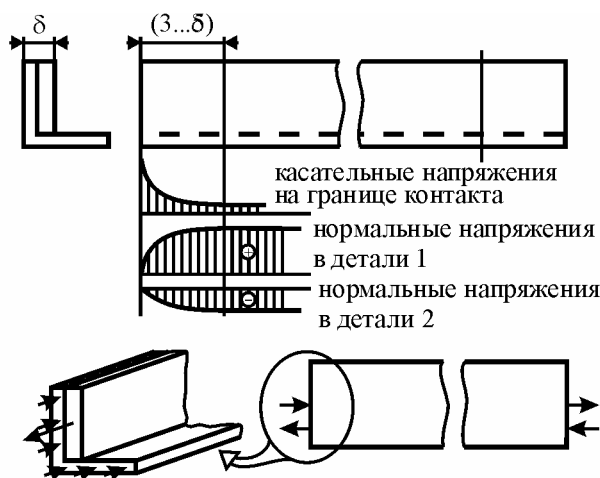


Рис. 4. Схема нагружения стержня

Согласно [8, 9], сила, не проходящая ни через одну из секториальных нулевых точек сечения, вызывает сложные деформации растяжения (сжатия), изгиба и кручения. Рассмотрим это на примере углового профиля с неоднородным поперечным сечением (как правило, стержни из КМ для стрингеров содержат до 90% продольных слоев и около 10% слоев с армированием $\pm 45^\circ$) (рис. 5). Элементарную силу ΔN перенесем статическим нулем в нулевую секториальную точку В (см. рис. 5, в). Сила ΔN , приложенная в точке В, приводит к растяжению и изгибу стержня (см. рис. 5, г), а под действием момента $(\Delta N \cdot a)$ профиль изгибается и закручивается. Элементарный момент $(\Delta N \cdot a)$ заменим таким же моментом, действующим в плоскости, параллельной стенке стержня и проходящей через центр изгиба О (см. рис. 5, е) и бипарой с плечом b , равным $(\Delta N \cdot a \cdot b)$. Пара сил, действующая в плоскости, проходящей через центр изгиба О (см. рис. 5, ж) вызывает чистый изгиб, а бимомент (см. рис. 5, з) будет только закручивать стержень.

Аналогичный механизм деформирования справедлив и для растягивающих сил, действующих в другом элементе стержня (рис. 5, в).

Таким образом, синтезировано объяснение механизма возникновения сложного изгибно-крутильного деформирования длинномерных профилей из КМ с неоднородным поперечным сечением под действием внутреннего самоуравновешенного напряженного состояния, вызванного изменением температуры или усадкой связующего или тем и другим вместе.

Рассмотрим подробнее вопрос определения напряжений в элементах стержня, из-за которых он коробится. Длина профиля намного больше любого из размеров поперечного сечения, поэтому можно считать, что продольные напряжения не зависят от координаты x (за исключением зоны краевого эффекта, влияние которой здесь не учитывается). Напряжения же в поперечном направлении для реальных профилей зависят от координаты z (см. рис. 5, в). Это связано с тем, что протяженность зоны краевого эффекта соизмеримо с шириной стенки профиля и ею в общем случае нельзя пренебречь [10, 11].

Принимая, что материалы элементов ортотропны в осях стержня (см. рис. 5, в), запишем уравнения совместности деформаций и физического закона для элемента шириной dz по оси x (рис. 6, а, б).

$$\varepsilon_{1x} = \varepsilon_{2x}; \quad (1)$$

$$\varepsilon_{1x} = \frac{\sigma_{1x}}{E_{1x}} - \mu_{1zx} \frac{\sigma_{1z}}{E_{1z}} + \varepsilon_{10x}; \quad (2)$$

$$\varepsilon_{2x} = \frac{\sigma_{2x}}{E_{2x}} - \mu_{2zx} \frac{\sigma_{2z}}{E_{2z}} + \varepsilon_{20x},$$

где ε_{10x} , ε_{20x} — суммарные свободные (температурные и усадочные) деформации, например, от температуры $\varepsilon_{10x} = \alpha_{1x} \Delta T$, $\varepsilon_{20x} = \alpha_{2x} \Delta T$.

Характер изменения напряжений по осям z и x в элементах профиля показан на рис. 6, в, где учтено, что в силу отсутствия прямого взаимодействия вертикальной стенки с деталью 1 (см. рис. 6, а, б) напряжения σ_x распределены по ней равномерно. Так как детали 1 и 2 деформируются совместно в плоскости xz , а вертикальная стенка влияет на напряженно-деформированное состояние горизонтальной, то корректируются напряжения в последней из условия равновесия сил при их проецировании на ось x (рис. 6, в) и ее толщина согласно формуле

$$\delta_2^* = \frac{f_2}{b}, \quad (3)$$

где f_2 — площадь поперечного сечения вертикального и горизонтального элементов детали 2. Сказанное позволяет в дальнейшем рассматривать адгезионное соединение двух деталей (рис. 6, г).

С учетом этого допущения становится возможным составление дифференциального уравнения рав-

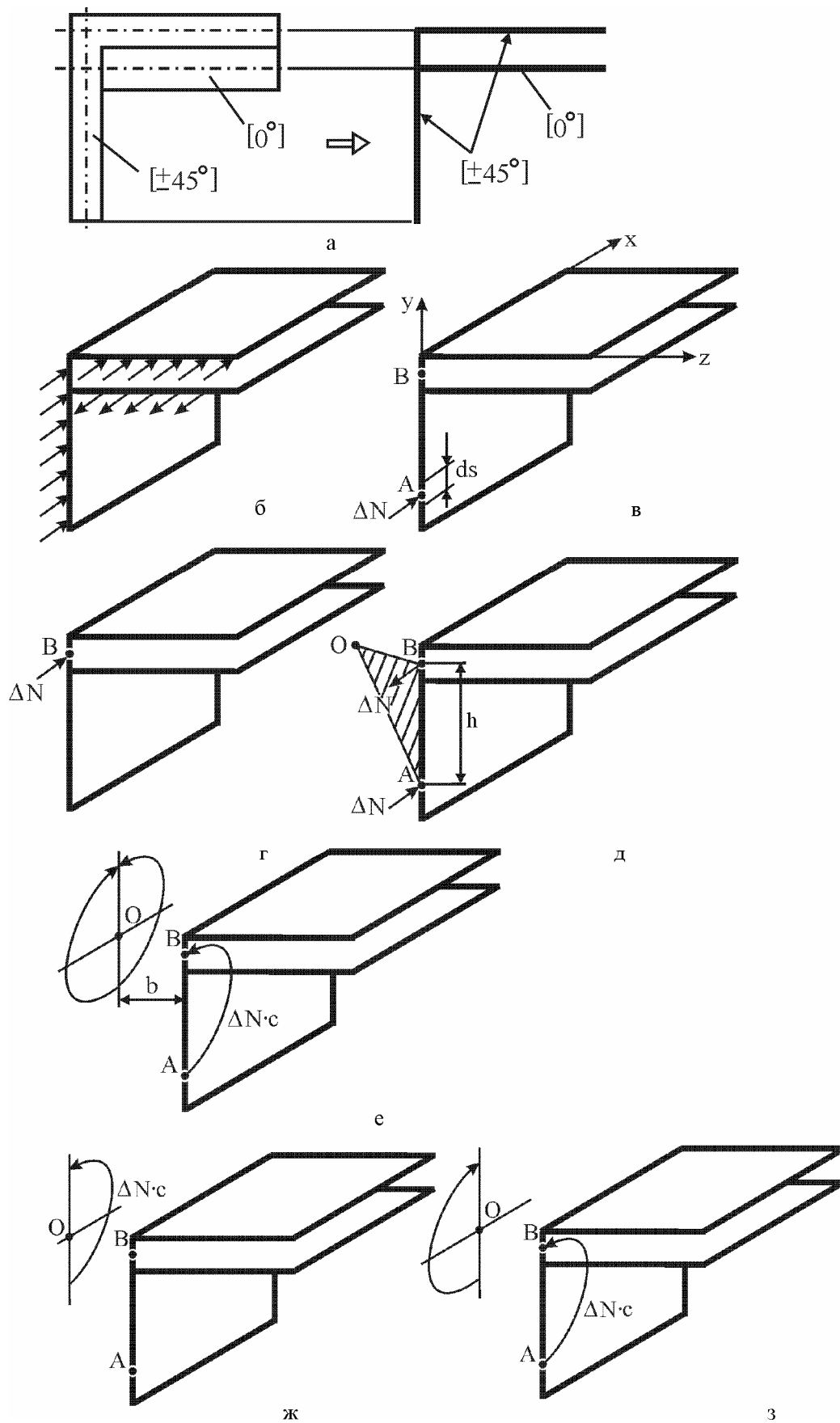


Рис. 5. К механизму внецентрового нагружения стержня

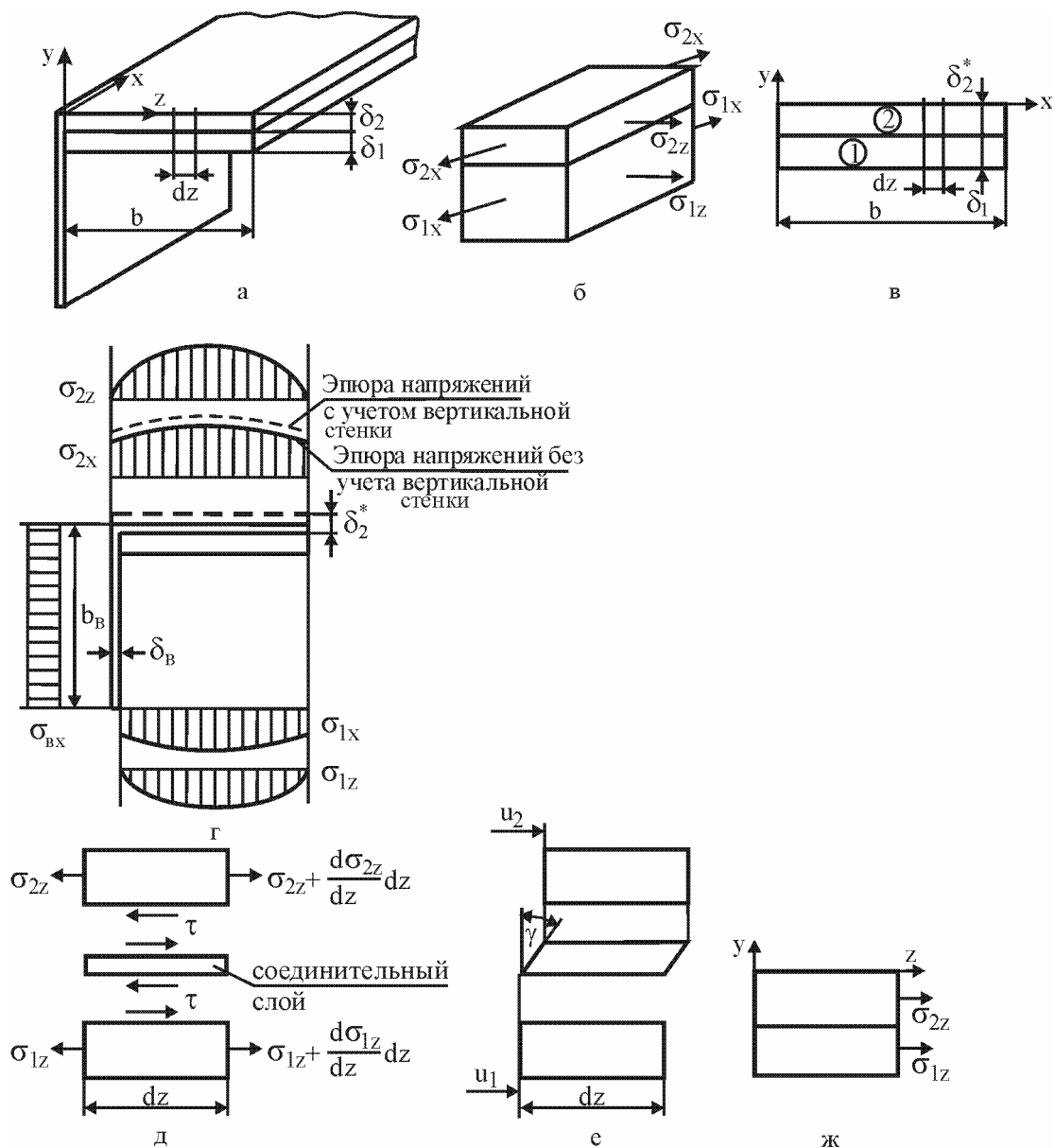


Рис. 6. К определению усилий в элементах профиля

новесия элемента соединения по оси x , которое записывается так

$$\sigma_{1x}\delta_1 + \sigma_{2x}\delta_2^* = 0. \quad (4)$$

Перейдем к определению напряжений по оси z .

Из рис. 6, д следуют уравнения равновесия выделенного элемента соединения

$$\tau = -\frac{d\sigma_{1z}}{dz}\delta_1 = \frac{d\sigma_{2z}}{dz}\delta_2^*, \quad (5)$$

а из рис. 6, е – условие совместности деформаций

$$\operatorname{tg} \gamma \approx \gamma = \frac{u_2 - u_1}{\delta_c} = \frac{\tau}{G_c}, \quad (6)$$

где δ_c , G_c – толщина и модуль сдвига соединительного слоя, определяемые в зависимости от принятой модели согласно [10].

Продифференцируем (6) по z и с учетом зависимостей Коши получим

$$\frac{\delta_c}{G_c} \frac{d\tau}{dz} = \varepsilon_{2z} - \varepsilon_{1z}, \quad (7)$$

где ε_{1z} , ε_{2z} – деформации деталей, которые определяются по формулам (на основании гипотезы Дюамеля-Неймана):

$$\begin{aligned} \varepsilon_{1z} &= \frac{\sigma_{1z}}{E_{1z}} - \mu_{1xz} \frac{\sigma_{1x}}{E_{1x}} + \varepsilon_{1oz}; \\ \varepsilon_{2z} &= \frac{\sigma_{2z}}{E_{2z}} - \mu_{2xz} \frac{\sigma_{2x}}{E_{2x}} + \varepsilon_{2oz}, \end{aligned} \quad (8)$$

где ε_{1oz} , ε_{2oz} – суммарные свободные (температурные и усадочные) деформации по оси z .

Подставим эти выражения в уравнения (7):

$$\frac{\delta_c}{G_c} \frac{d\tau}{dz} = \frac{\sigma_{2z}}{E_{2z}} - \frac{\sigma_{1z}}{E_{1z}} + \mu_{1xz} \frac{\sigma_{1x}}{E_{1x}} - \mu_{2xz} \frac{\sigma_{2x}}{E_{2x}} - \varepsilon_{10z} + \varepsilon_{20z}. \quad (9)$$

Продифференцируем (5) по z и подставим в (9).

$$-\delta_1 \frac{\delta_c}{G_c} \frac{d^2 \sigma_{1z}}{dz^2} = \frac{\sigma_{2z}}{E_{2z}} - \frac{\sigma_{1z}}{E_{1z}} + \mu_{1xz} \frac{\sigma_{1x}}{E_{1x}} - \mu_{2xz} \frac{\sigma_{2x}}{E_{2x}} - \varepsilon_{10z} + \varepsilon_{20z}. \quad (10)$$

Из уравнений равновесия (5) после интегрирования следует также, что

$$\sigma_{1z} \delta_1 + \sigma_{2z} \delta_2^* = C, \quad (11)$$

где C – постоянная интегрирования, которая согласно рис. 6, ж равна нулю.

Отсюда

$$\sigma_{2z} = -\sigma_{1z} \frac{\delta_1}{\delta_2^*}. \quad (12)$$

Из уравнений (1), (2) и (4) с учетом (12) найдем σ_{1x} и σ_{2x} :

$$\begin{aligned} \sigma_{1x} &= \sigma_{1z} \frac{\mu_{1zx} \Pi_{1z} + \mu_{2zx} \Pi_{2z}}{\Pi_{1x} + \Pi_{2x}} - \frac{\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}}{\delta_1 (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})}; \\ \sigma_{2x} &= -\sigma_{1z} \frac{\delta_1}{\delta_2^*} \frac{\mu_{1zx} \Pi_{1z} + \mu_{2zx} \Pi_{2z}}{\Pi_{1x} + \Pi_{2x}} + \frac{\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}}{\delta_2^* (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})}, \end{aligned} \quad (13)$$

где

$$\begin{aligned} \Pi_{1x} &= \frac{1}{\delta_1 E_{1x}}; \quad \Pi_{2x} = \frac{1}{\delta_2^* E_{2x}}; \\ \Pi_{1z} &= \frac{1}{\delta_1 E_{1z}}; \quad \Pi_{2z} = \frac{1}{\delta_2^* E_{2z}}. \end{aligned} \quad (14)$$

После подстановки выражений (12) и (13) в (10) получим следующее дифференциальное уравнение.

$$\begin{aligned} \Pi_c \frac{d^2 \sigma_{1z}}{dz^2} - \sigma_{1z} [(\Pi_{1z} + \Pi_{2z}) - \frac{\mu_{1zx} \Pi_{1z} + \mu_{2zx} \Pi_{2z}}{\Pi_{1x} + \Pi_{2x}} (\mu_{1xz} \Pi_{1x} + \mu_{2xz} \Pi_{2x})] = \\ = \frac{\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}}{\delta_1 (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})} (\mu_{1xz} \Pi_{1x} + \mu_{2xz} \Pi_{2x}) + \frac{\varepsilon_{10z} - \varepsilon_{20z}}{\delta_1}, \end{aligned} \quad (15)$$

где $\Pi_c = \delta_c / G_c$ – податливость соединительного слоя, определяется по формулам, приведенным в [11].

Перепишем это уравнение в виде

$$\frac{d^2 \sigma_{1z}}{dz^2} - k^2 \sigma_{1z} = C, \quad (16)$$

где

$$k^2 = \frac{\Pi_{1z} + \Pi_{2z}}{\Pi_c} - \frac{(\mu_{1zx} \Pi_{1z} + \mu_{2zx} \Pi_{2z})}{\Pi_c (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})} \times (\mu_{1xz} \Pi_{1x} + \mu_{2xz} \Pi_{2x}); \quad (17)$$

$$C = \frac{\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}}{\delta_1 \Pi_c (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})} (\mu_{1xz} \Pi_{1x} + \mu_{2xz} \Pi_{2x}) + \frac{\varepsilon_{10z} - \varepsilon_{20z}}{\delta_1 \Pi_c}. \quad (18)$$

Так как $k > 0$, то решением этого дифференциального уравнения является

$$\sigma_{1z} = C_1 \operatorname{ch} kz + C_2 \operatorname{sh} kz - \frac{C}{k^2}. \quad (19)$$

Константы интегрирования C_1 и C_2 находим из граничных условий – при $z=0$ и $z=b$ $\sigma_{1z} = 0$:

$$C_1 = \frac{C}{k^2}; \quad C_2 = \frac{C}{k^2} \frac{1 - \operatorname{ch} kb}{\operatorname{sh} kb}. \quad (20)$$

Тогда

$$\begin{aligned} \sigma_{1z} &= \frac{C}{k^2} \left(\operatorname{ch} kz + \operatorname{sh} kz \frac{1 - \operatorname{ch} kb}{\operatorname{sh} kb} - 1 \right); \\ \sigma_{2z} &= -\frac{C \delta_1}{k^2 \delta_2^*} \left(\operatorname{ch} kz + \operatorname{sh} kz \frac{1 - \operatorname{ch} kb}{\operatorname{sh} kb} - 1 \right). \end{aligned} \quad (21)$$

После подстановки этих выражений в формулы (13) получим

$$\begin{aligned} \sigma_{1x} &= \frac{1}{\delta_1 (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})} \left[\frac{C \delta_1}{k^2} (\mu_{1zx} \Pi_{1z} + \mu_{2zx} \Pi_{2z}) \times \right. \\ &\quad \times \left(\operatorname{ch} kz + \operatorname{sh} kz \frac{1 - \operatorname{ch} kb}{\operatorname{sh} kb} - 1 \right) - (\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}) \left. \right]; \\ \sigma_{2x} &= -\frac{1}{\delta_2^* (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})} \left[\frac{C \delta_1}{k^2} (\mu_{1zx} \Pi_{1z} + \mu_{2zx} \Pi_{2z}) \times \right. \\ &\quad \times \left(\operatorname{ch} kz + \operatorname{sh} kz \frac{1 - \operatorname{ch} kb}{\operatorname{sh} kb} - 1 \right) - (\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}) \left. \right]. \end{aligned} \quad (22)$$

Распределим теперь напряжения σ_{2x} между элементами детали 2. Условие постоянства результирующей силы записывается в виде

$$\int_0^b \sigma_{2x} \delta_2^* dz = \int_0^b (\sigma_{2x} - c) \delta_2 dz + \sigma_{bx} \delta_b b_b, \quad (23)$$

где c – константа, отражающая долю напряжений, перераспределяемых на вертикальную стенку; σ_{bx} – напряжения в вертикальном элементе; δ_b , b_b – рис. 6, в.

Очевидно, что в углу профиля деформация детали 2 не должна иметь разрыва. При одинаковом модуле упругости элементов это условие принимает вид

$$\sigma_{2x}|_{z=0} - c = \sigma_{вх} \quad (24)$$

или

$$\frac{\varepsilon_{10x} - \varepsilon_{20x}}{\delta_2^* (\Pi_{1x} + \Pi_{2x})} - c = \sigma_{вх}.$$

Совместное решение уравнений (23) и (24) позволит определить напряжения $\sigma_{вх}$ и $(\sigma_{2x} - c)$, которые в дальнейшем являются внешними усилиями

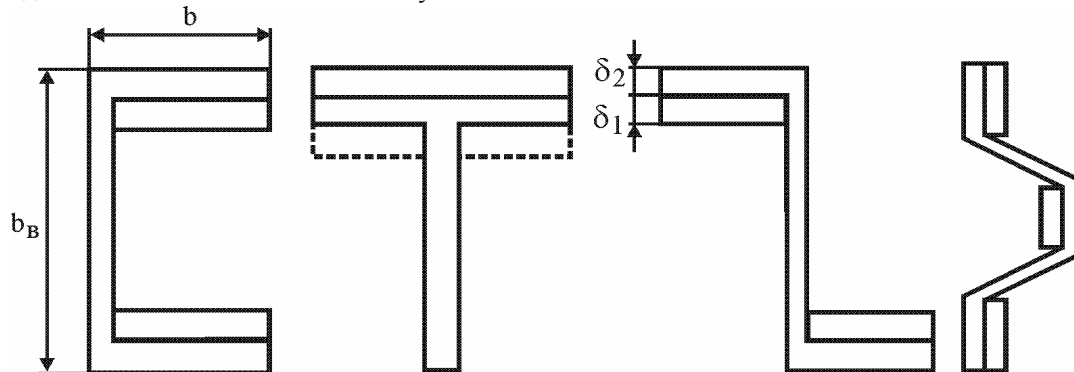


Рис. 7. Применение разработанной модели к типовым складчатым профилям

Вид условия равновесия (23) зависит от расположения и геометрических размеров накладок и рассматриваемого профиля.

В общем случае при определении напряжений в элементах профиля можно использовать следующие допущения:

- напряжения σ_x в вертикальной стенке детали 2 распределены по ее высоте равномерно (рис. 6, в);
- напряжения σ_x и σ_z распределены по ширине элемента 1 и горизонтального участка элемента 2 согласно законам (22).

В классических теориях тонкостенных стержней исследуется напряженно-деформированное состояние однородных стержней [8, 9], поэтому необходимо построить аналогичную методику для стержней с неоднородным поперечным сечением.

Заключение

Таким образом, предложен и обоснован механизм деформирования стержней из разнородных КМ при изменении температуры (после извлечения из оснастки или в процессе эксплуатации) с учетом различия в коэффициентах Пуассона. Синтезирована модель для определения действующих усилий по периметру элементов профиля и получены соответствующие формулы, что является основанием для построения теории внецентренного сжатия стержня.

Литература

1. Сидоренкова М.А. Разработка эффективных способов совершенствования основных технологи-

ческих процессов производства элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов: дис. ... канд. тех. наук: 05.07.04; защищена 21.02.96; утв. 21.02.96 / Сидоренкова Марина Анатольевна. – Харьков, 1995. – 155 с.

Рассмотренная модель силового взаимодействия элементов складчатого профиля (рис. 6, а) может быть распространена на большинство профилей, используемых в несущих авиационных конструкциях (рис. 7).

2. Технологические напряжения и деформации в композитных материалах: учеб. пособие / А.Н. Гузь, В.Г. Томашевский, Н.А. Шульга, В.С. Яковлев. – К.: Вища школа, 1988. – 270 с.

3. Клопота А.В. Исследование технологических остаточных напряжений в элементах тонкостенных конструкций из композиционных материалов: дис. ... канд. тех. наук: 01.02.04; защищена 12.01.85; утв. 12.01.85 / Клопота Анатолий Васильевич. – Харьков, 1977. – 151 с.

4. Карпов Я.С. Определение температурных прогибов закрепленных слоистых пластин / Я.С. Карпов, В.Г. Ставиченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 6. – С. 33-41.

5. Ставиченко В.Г. Моделирование остаточного напряженно-деформированного состояния панелей из композиционных материалов малой кривизны / В.Г. Ставиченко // Технологические системы. – 2007. – Вып. 4. – С. 7-11.

6. Гайдачук В.Е. Исследование остаточных технологических напряжений в плоских пластинах из композиционных материалов / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, А.И. Рукавишников // Вопросы проектирования самолетных конструкций: темат. сб. науч. тр. ХАИ. – Х., 1983. – Вып. 4. – С. 127-132.

7. Кутыинов В.Ф. Расчет клеевых соединений / В.Ф. Кутыинов // Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов: сб. трудов ЦАГИ. – 1979. – Вып. 7. – С. 14-30.

8. Власов В.З. Тонкостенные упругие стержни / В.З. Власов. – М.-Л.: Гос. изд. строй. лит., 1940. – 276 с.

9. Артемов П.Я. Расчет тонкостенных стержней открытого профиля / П.Я. Артемов, М.И. Любошиц, М.Н. Рудицын; под общ. ред. М.Н. Рудицына. – Минск: Полеспечатъ, 1959. – 138 с.

10. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов: моногр. /

Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “ХАИ”, 2006. – 359 с.

11. Карпов Я.С. Проектирование и конструирование соединений деталей из композиционных материалов: учеб. пособие / Я.С. Карпов, С.П. Кривенда, В.И. Рябков, ХАИ. – Харьков: изд-во Харьк. авиац. ин-та, 1997. – 200 с.

Поступила в редакцию 22.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. Проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ПІДХІД ДО ВИЗНАЧЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ СТЕРЖНІВ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З УРАХУВАННЯМ ВНУТРІШНЬОГО САМОУРІВНОВАЖЕНОГО НАПРУЖЕНОГО СТАНУ

Я.С. Карпов, В.М. Павленко, І.М. Тараненко

Пояснено механізм виникнення складного згинно-крутильного деформування довгомірних профілів, виготовлених з композиційних матеріалів з неоднорідним перерізом під дією внутрішнього самоурівноваженого напруженого стану, що викликаний зміною температури або усадкою сполучного або тим та іншим разом. Запропоновано механізм деформування стержнів з різнорідних композиційних матеріалів при зміні температури (після витягування з оснастки або в процесі експлуатації) з урахуванням різниці у коефіцієнтах Пуассона. Синтезовано модель для визначення діючих зусиль за периметром елементів профілю та одержано відповідні формули, що є основою для побудування теорії позакентрового стискання стержня.

Ключові слова: тонкостінний довгомірний профіль, деформований стан, технологічні напруги, короблення.

APPROACH TO DETERMINATION STRESS-STRAIN STATE OF COMPOSITE BARS CONSIDERING INTERNAL SELF-EQUILIBRIUM STRESSED STATE

Y.S. Karpov, V.N. Pavlenko, I.M. Taranenko

Mechanism of appearing complex bending-torsion deformation of long-length bars made of composites and having non-uniform cross-section under internal self-equilibrium state due to temperature change, resin shrinkage or both of them together is explained. Mechanism of deformation bars made of different composite materials at temperature change (after taking out from forming tool or during maintenance) and considering Poisson's ratio difference is suggested. The model for determination acting stress through section elements perimeter is synthesized; correspondent engineering formulas are obtained that is the fundamental for working out theory of eccentrically compressed bars.

Key words: thin-walled long-length section, deformable state, manufacturing stress, warping.

Карпов Яков Семенович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, k407@d4.khai.edu.

Павленко Виталий Николаевич – канд. техн. наук, доцент, зав. каф. теоретической механики и машиноведения, проректор по НТР, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, prorector@khai.edu.

Тараненко Игорь Михайлович – ст. преп. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, igoregor@mail.ru.

УДК 351.864

Б.А. ДЕМИДОВ, М.В. НАУМЕНКО*Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков*

СИСТЕМНАЯ МЕТОДОЛОГИЯ В РАЗРАБОТКЕ БОЕВОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В статье рассматриваются вопросы, связанные с методологическими аспектами создания авиационной техники нового поколения. Анализируется состояние и тенденции развития системной методологии в области разработки боевой авиационной техники, рассматриваются особенности ее применения на этапах концептуальных и обличовых исследований авиационных комплексов. Приводятся основные компоненты системной методологии предпроектных исследований и внешнего проектирования перспективных авиационных комплексов, ориентированной на обоснование их концепции и технического облика.

Ключевые слова: авиационный комплекс, системный подход, внешнее проектирование, внутренне проектирование, технический облик.

Введение

К настоящему времени стало вполне очевидным, что боевой самолет нового поколения может быть создан лишь в случае его разработки на качественно новой методической основе, отличающейся усилением системного подхода к его разработке. Это убедительно подтверждается работами по созданию истребителей 5-го поколения [1 – 6]. Данное утверждение применимо не только по отношению к военной авиационной технике (АТ), но и к любому перспективному сложному образцу ВВТ [7 – 10].

Справедливости ради следует отметить, что системный подход в авиационной области использовался и ранее [11 – 13].

Понятие боевого самолета как авиационного комплекса было ключевым в методологии разработки еще истребителей 4-го поколения. Уже тогда на системной основе объединялись в единое целое (боевой авиационный комплекс) самолет, как летательный аппарат, его вооружение и средства управления вооружением.

Тенденция дальнейшего расширения системного подхода к разработке истребителей нового поколения проявилась в рассмотрении самолета не только как авиационного комплекса самого по себе, но и как элемента боевой системы, объединяющей в единое целое всех участников боевых действий. В авиационной проблематике появилось новое понятие «система систем».

Цель статьи. Анализ особенностей применения системной методологии в разработке авиационных комплексов на этапах их концептуальных и обличовых исследований.

Основной материал

Усиление принципа системности в общем подходе к созданию боевого самолета существенно повысило роль внешнего проектирования в разработке самолета, подняло значимость этапов концептуальных и обличовых исследований создаваемого авиационного боевого комплекса [14].

Хотя суть задачи внешнего проектирования фактически не изменилась (получение информации, необходимой и достаточной для принятия решения о возможности и целесообразности создания изделия в заданных условиях), однако подход к ее решению претерпел существенные изменения. Значительно повысилась роль предпроектных исследований, связанных с обоснованием общей концепции и технического облика планируемого к созданию нового боевого самолета.

Современный подход к формированию облика самолета нового поколения акцентирует внимание на том, что сам самолет является частью боевой системы. Он может получать информацию о боевой обстановке не только самостоятельно, но и из других источников, а также передавать данные другим пользователям системы. Совершенствование информационной составляющей процесса боевых действий обусловило появление так называемого централизованно-сетевого управления (ЦСУ) боевыми действиями, которое для истребителей 5-го поколения стало считаться основной формой управления их применением в ходе решения боевых задач [2, 6, 15].

Наряду с учетом информационной интеграции элементов боевой системы большое значение при

формировании облика нового авиационного комплекса придается его эксплуатационной технологичности, системе эксплуатации в целом и учету особенностей других видов систем, без которых не может существовать боевая авиация и эффективно выполнять возлагаемые на нее задачи.

При этом одна из ведущих ролей отводится эксплуатационной составляющей процесса боевых действий, которая получает отражение в улучшении целого ряда функциональных свойств боевого самолета нового поколения, влияющих на реализуемость его боевых возможностей (например, на повышение коэффициента боеготовности и т.п.). Неотъемлемой частью общего процесса работ по боевому самолету нового поколения стало создание систем автоматизированной логистической поддержки эксплуатации. Последнее также является одним из проявлений усиления системного подхода к разработке самолетов.

Именно указанное расширенное толкование применения системного подхода к разработке боевого самолета определило появление понятия «система систем». Истребитель нового поколения рассматривается уже не просто как авиационный боевой комплекс, а как одна из составляющих некоторой «системы систем» в рамках боевой авиации. Такой подход к внешнему проектированию самолета служит основой для определения его концепции и технического облика с выделением такого свойства самолета, как его системная совместимость. Данное свойство рассматривается как свойство, проявляющееся в способности самолета вести групповые действия во взаимодействии с такими же боевыми самолетами, авиационными информационными комплексами и наземными командными пунктами. Ему придается такое же важное значение, как и свойствам выживаемости, собственной непоражаемости и другим боевым свойствам.

Выделение и рассмотрение системной совместимости при внешнем проектировании является ничем иным, как проявлением системного подхода к обоснованию концепции, оцениванию и выбору технического облика разрабатываемого самолета.

В большой степени системный подход к оцениванию технического облика разрабатываемого самолета проявляется и в учете реализуемости боевых возможностей самолета. При ее оценивании наряду со свойствами надежности и эксплуатационной технологичности рассматриваются и такие свойства, как развертываемость в боевое положение, передислоцируемость и соответствие возможностям эксплуатации, связанным с гарантированностью материально-технического обеспечения запасными частями и т.п.

В целом эффективностное оценивание прово-

дится не только с учетом самолета как элемента большой информационной системы, объединяющей в единое целое всех участников боевых действий, но и с учетом системы эксплуатации и других видов систем, входящих в состав боевой авиации, т.е. с рассмотрением самолета как функционального элемента «системы систем».

В соответствии с усиленным системным подходом к технологии разработки боевого самолета нового поколения формирование предъявляемых к нему требований осуществляется, исходя из компенсации дефицита боевых возможностей, возможностей в ударных операциях, выживаемости, адаптируемости к условиям применения, а также с учетом взаимосвязи между боевыми возможностями и стоимостью самолета.

При рассмотрении боевых возможностей учитывается своевременность поражения наиболее критических целей. Применительно к боевым возможностям на уровне отдельно взятого самолета рассматривается не только радиус действия и величина боевой нагрузки (транспортная производительность), характеризующие разрабатываемый самолет как летательный аппарат, но и точность доставки оружия до цели и его поражающее воздействие, характеризующие совершенство разрабатываемого самолета как авиационного боевого комплекса.

Возможности в ударных операциях связываются с конкретными боевыми задачами, выполняемыми при групповом применении самолетов. При этом учитываются не только собственные летно-технические характеристики самолетов, но и условия их боевого применения и способы взаимодействия. Оценивание степени выполнимости рассматриваемых боевых задач осуществляется как по общему показателю, характеризующему авиационную группу в целом, так и по частным показателям, характеризующим отдельный самолет. Частные показатели, получаемые путем декомпозиции общего показателя на его отдельные составляющие, используются при формировании тактико-технических требований, предъявляемых к разрабатываемому самолету. При этом учитывается возможность выдерживания установленной стоимости разработки, производства и эксплуатации самолетов.

Оценивание выживаемости связывается не только с подавлением системы ПВО противника и отвлечением для этого сил своей авиации, но и с возможностью ослабления при этом авиационного прикрытия собственных наземных сил. На уровне отдельно взятого самолета выживаемость характеризуется его уязвимостью, которая, в свою очередь, оценивается, прежде всего, заметностью самолета (ИК-заметностью, РЛ-заметностью), а уже затем и живучестью его конструкции и оборудования.

Выделение свойства адаптируемости к условиям применения обуславливается необходимостью создания мобильных авиационных формирований и группировок быстрого реагирования в связи с расширением зоны ответственности и ужесточением требований к времени передислокации и развертывания на местности средств, необходимых для поддержания функционирования авиационной группировки, а также организации боевых действий. При усложнении эксплуатации вне основных баз обслуживания на уровне отдельно взятого самолета в части адаптируемости к условиям применения важное значение приобретает его надежность и эксплуатационная технологичность, от которых зависит обеспечиваемая интенсивность вылетов для выполнения боевых задач.

Отличительными признаками современного подхода к созданию военной авиационной техники являются использование принципа итерационной интеграции внешнего и внутреннего проектирования, предполагающего постепенное уточнение в ходе проектирования некоторых исходных положений, а также выделение в общей технологии создания боевого самолета в качестве ее составляющей задачи управления процессом его создания. При этом в данную составляющую включается не только управление реализацией всей программы, но и контроль сроков ее проведения. Применительно к проектной стадии программы указанная составляющая технологии создания боевого самолета представляется как управление проектной разработкой. Ее задачей является реализация итерационной интеграции внешнего и внутреннего проектирования.

В процессе внешнего проектирования боевого самолета выделяется ряд составляющих, имеющих отношение не к разработке самого самолета, а к определению и анализу той системной среды, в рамках которой должен функционировать боевой самолет. Здесь, прежде всего, выделяются такие задачи, как:

- оценивание боевых систем противника;
- планирование взаимодействия с системой командования, связи, управления и разведки;
- разработка концепции обеспечения эксплуатации и боевого применения.

Считается, что в полной мере все потенциальные возможности повышения эффективности применения боевых самолетов нового поколения могут быть реализованы только при соответствующем развитии тактики применения этих самолетов. При этом учитывается не только повышение ТТХ истребителя как авиационного боевого комплекса, но и появление новых возможностей использования этого истребителя в качестве функционального элемента соответствующей авиационной боевой системы. Поэтому оценивание эффективности применения

отдельно взятого истребителя проводится с позиции анализа его функционирования как элемента указанной системы. Большое значение при этом приобретают не только характеристики, определяющие собственные боевые свойства самолета, но и показатели его интегрируемости в авиационную боевую систему, а также эксплуатационные свойства самолета, определяющие возможности практической реализации его боевой эффективности в рамках всей системы.

На этапе внешнего проектирования системное оценивание эффективности применения самолета в конкретных боевых действиях может быть осуществлено чисто имитационными исследованиями с использованием имитационно-моделирующих средств, обеспечивающих охват широкого диапазона боевых ситуаций от одиночных боев самолетов-истребителей до масштабных воздушных сражений. При этом модели боевого функционирования отдельного самолета отражают процесс его применения в составе боевой системы (во взаимодействии с другими самолетами в их групповых действиях) при выполнении совокупности боевых задач.

В имитационной технологии разработки боевого самолета системное оценивание боевой эффективности создаваемого самолета сопровождается разработкой и тактики его боевого применения в рамках системы боевой авиации [5].

Системное оценивание боевой эффективности осуществляется в соответствии с критерием «боевой эффект-стоимость». Стоимостное оценивание боевого самолета выполняется на уровне стоимости программы приобретения новых боевых самолетов или стоимости всего жизненного цикла этих самолетов.

По мнению зарубежных военных специалистов, к основным укрупненным типовым боевым задачам, при выполнении которых может использоваться тактическая авиация, относятся [16, 17]:

истребительные задачи «воздух-воздух» (завоевание превосходства в воздухе, противовоздушная оборона);

ударные задачи «воздух-поверхность» (нейтрализация системы ПВО, поражение сильно укрепленных целей, авиационная поддержка наземных войск, изоляция поля боя или контролируемой территории).

Наряду с ними рассматриваются и другие задачи. Выделяемое в боевой системе (в «системе систем») в качестве отдельной составляющей оперативно-тактическое обеспечение применения авиационных комплексов нового поколения, прежде всего, ориентируется на выполнение этих задач, причем для некоторых из них рассматриваются альтернативные варианты, отличающиеся как конечным ре-

зультатом, так и способом реализации. Это касается, в частности, нейтрализации системы ПВО, которая может проводиться в виде подавления или уничтожения системы противоздушной обороны противника. Альтернативность выполнения имеет место и в отношении задачи подавления сильно укрепленных целей, а также в других случаях.

Рассматривается и отрабатывается комплексное выполнение типовых боевых задач, исследуется большое многообразие тактических вариантов применения боевых самолетов нового поколения. Истребитель рассматривается не как самолет с высоким эксплуатационным уровнем практической реализации его боевых возможностей и не только как перспективный авиационный боевой комплекс, но и как функциональный элемент авиационной боевой системы, определенным образом организующей эффективное его боевое применение [2, 15].

Системная методология предпроектных исследований и внешнего проектирования перспективных авиационных комплексов, ориентированная на обоснование их концепции и технического облика, в обобщенном виде может быть представлена следующим образом.

Авиационный комплекс (АК), под которым понимается летательный аппарат, состоящий из планера, силовой установки, бортового оборудования и вооружения, обеспечивающий решение задач по предназначению с использованием систем и средств подготовки его к применению и управления, при предпроектных исследованиях и внешнем проектировании рассматривается как функциональный элемент системы вооружения авиационной группировки (авиационного формирования, авиационной группы) (рис. 1). При этом определяются его место и роль в системе вооружения, исходя из чего устанавливаются задачи, выполнение которых возлагается на АК, и формируются оперативно-тактические требования (ОТТ), предъявляемые к АК.

Важнейшими факторами, от которых по существу и зависят ОТТ, являются основные задачи, выполнение которых возлагается на АК в составе системы вооружения АГ, в которую он должен входить. Поэтому при обосновании ОТТ, предъявляемых к АК, необходимо прежде всего определиться с тем, в рамках какой функциональной системы следует его рассматривать, а затем уже предъявлять к нему ОТТ.

Согласованно с ОТТ должны устанавливаться и другие требования, от которых зависят техническая реализуемость и экономическая целесообразность создания АК.

Поэтому перечень ОТТ расширяется до тактико-технических требований (ТТТ), подлежащих реализации в виде конкретных значений тактико-технических характеристик (ТТХ) АК. ОТТ отно-

сятся к приоритетным требованиям в общей системе требований, предъявляемых к АК. Им отводится главенствующая роль в реализации боевого (функционального) предназначения АК и они включаются в состав ТТТ в качестве системообразующей их части, в соответствии с которой формируются другие компоненты ТТТ, ориентированные на поддержание реализации боевых возможностей АК при существующих ограничениях научно-технического и производственно-экономического характера.

В целом формирование концептуальной проектной модели АК при предпроектных исследованиях и внешнем его проектировании направлено на обоснование места и роли АК в системе вооружения вида (рода) авиации, концепции и технического облика, оптимизацию совокупности основных ТТХ на основе учета основополагающих факторов оперативно-тактического, научно-технического и производственно-экономического характера.

В данной последовательности системных исследований по обоснованию и формированию требований, предъявляемых к АК, могут быть выделены такие основные этапы, как:

концептуальные исследования планируемого к разработке АК, проводимые с целью формирования его общей концепции и ее составных частей (оперативно-тактической, научно-технической и производственно-экономической концепций);

обликовые исследования планируемого к разработке АК, проводимые с целью обоснования его технического облика с формированием рациональных требований, предъявляемых к характеристикам АК в целом и его основным подсистемам при выбранной на этапе концептуальных исследований общей концепции АК;

обоснование концептуальных требований к системе технического обслуживания и ремонта АК, а также концепции его применения по назначению (боевого применения) автономно и в составе системы вооружения АГ.

Результатом обоснования ОТТ должен стать разработанный проект оперативно-тактического задания (ОТЗ), подлежащий утверждению заказчиком с последующим отражением его положений в ТТЗ на выполнение аванпроекта (разработку технических предложений).

ОТЗ рассматривается как исходный основополагающий документ, определяющий основные требования к уровневым значениям боевых характеристик АК, которые в последующем (с возможными корректировочными уточнениями по результатам выполнения аванпроекта и последующей отработки концептуальной проектной модели АК) должны быть реализованы при его непосредственной разработке в процессе выполнения ОКР.

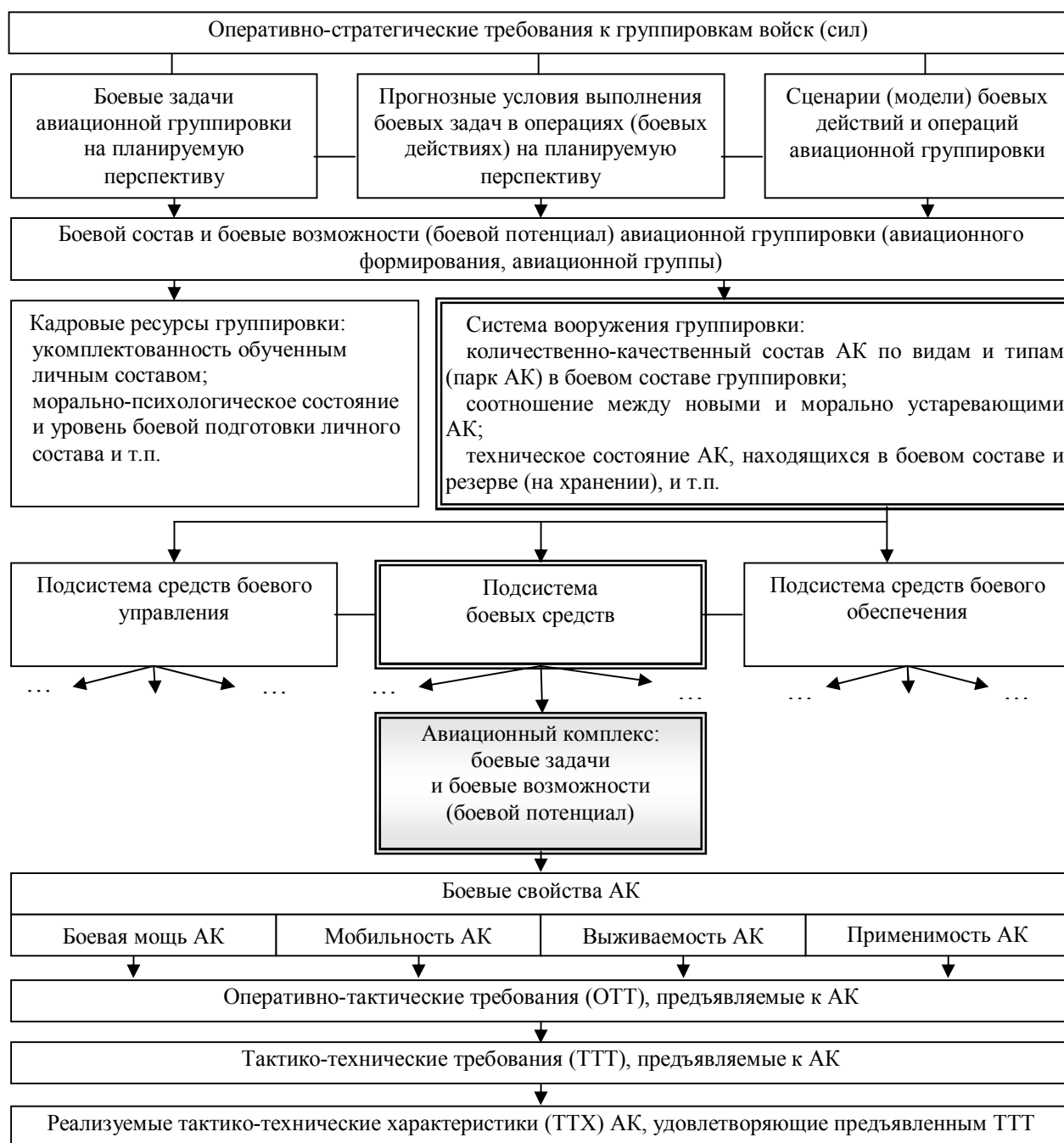


Рис. 1. Требования к авиационному комплексу, вытекающие из его места и роли в системе вооружения авиационной группировки

К основным разделам ОТЗ могут быть отнесены:

основные задачи авиационной группировки (АГ), в обеспечении выполнения которых планируется применение АК, и условия их выполнения;

назначение и область применения АК, его роль и место в системе вооружения АГ (требования по интегрированности в систему вооружения АГ: системной совместимости и автономности применения), перечень основных характеристик боевых свойств АК, основные объекты воздействия (для

истребительных АК – воздушные цели, для ударных АК – наземные объекты, для многофункциональных АК – воздушные цели и наземные объекты);

задачи, возлагаемые на АК, условия его применения по назначению и эксплуатации в войсках;

боевые возможности АК;

требования, предъявляемые к основным боевым свойствам АК (боевой мощи, мобильности, выживаемости, применимости, адаптируемости к условиям применения и т.п.);

требования по боевой готовности АК;

способы боевого применения АК;

другие разделы, вводимые при необходимости.

В целом процесс создания АК может быть представлен двумя уровнями: концептуальным уровнем, на котором формируется концептуальная проектная модель (общая концепция и технический облик) АК, и уровнем непосредственного выполнения проектно-конструкторских работ в соответствии с ТТЗ на ОКР, в котором определены предъявляемые к АК ТТТ, реализуемые в виде конкретных значений ТТХ опытного образца разрабатываемого АК.

Военно-научные исследования по обоснованию требований, предъявляемых к АК, должны проводиться в соответствии с принципом иерархичности системного подхода к решению проблем, требующим трехуровневого рассмотрения исследуемого объекта. В данном случае уровни иерархии могут быть представлены следующим образом (рис. 2):

первый (верхний) уровень – уровень системы вооружения АГ, в которую должен будет входить создаваемый АК;

второй (средний) уровень – уровень АК в целом;

третий (нижний) уровень – уровень составных частей (подсистем) АК.

На первом уровне формируются задачи, возлагаемые на АК, которые вытекают из его роли и места в системе вооружения АГ. Эти требования носят оперативно-тактический характер и определяют содержание боевых задач и условия боевого применения АК. Из оперативно-тактического предназначения АК следует необходимый уровень его боевого потенциала, выражаемый в виде коэффициента боевого потенциала АК, зависящего от значений показателей определенных боевых (функциональных) свойств, которыми АК должен обладать.

Сама система вооружения АГ рассматривается как совокупность средств боевого управления, боевых средств и средств боевого обеспечения. Такое ее представление служит ориентиром для определения роли и места в ней АК, характера его интегрированности в эту систему.

Основным объектом исследований, проводимых при обосновании концепции и технического облика АК, является авиационный комплекс в целом, относимый в указанной иерархической схеме ко второму уровню иерархии. Требуемое качество (техническое совершенство) АК определяется в основном характером решаемых боевых задач, необходимым уровнем эффективности и условиями их выполнения.

На третьем уровне исследуются и обосновываются технические облики составных частей АК и вырабатываются требования к ним, которые в дальнейшем выливаются в конкретные проектные решения с определенным техническим содержанием.

Отработка концептуальной проектной модели АК должна быть особенно тщательной, поскольку ошибочные решения, принятые на этой стадии работ, могут привести к весьма ощутимым потерям в последующем, вплоть до катастрофических последствий для проекта в целом (к невозможности успешного завершения при значительных потерях времени и больших ресурсных затратах). Сам общий процесс проектирования АК должен системно объединять внешнее и внутреннее проектирование через механизм их итерационного взаимодействия, предусматривающий возможность уточнения и корректировки принятых первоначально при внешнем проектировании исходных положений по результатам, получаемым при внутреннем проектировании. Цель этой корректировки состоит в корректном согласовании требований внешнего проектирования с возможностями внутреннего проектирования, а также изменении ориентированности и содержания проектных решений в направлении улучшения показателей свойств АК и обеспечения его технической реализуемости с учетом военно-экономической целесообразности создания АК в соответствии с критерием «целевой (боевой) эффект – затраты».

Такой подход к обоснованию, формированию и реализации выполнения требований, предъявляемых к АК, системно упорядочивает процесс исследований, направленных на обоснование оперативно-тактических потребностей (необходимости) в разработке АК, определение его технической реализуемости и военно-экономической целесообразности создания. При этом реализуется концепция единства трех категорий – необходимости, возможности и целесообразности создания АК.

Успешность в продвижении создания АК нового поколения на современном этапе развития боевой авиационной техники во многом определяется способностью реализации ключевых (критических) военных технологий, ориентированных на [4, 18 – 29]:

обеспечение многофункциональности применения как АК, так и средств поражения при действиях по воздушным целям и наземным объектам;

обеспечение сверхманевренности АК при действиях, прежде всего, по воздушным целям, использование нетрадиционных способов маневрирования, позволяющих снизить вероятность собственного непоражения и снизить потери АК в ближних воздушных боях;

реализацию сверхзвукового крейсерского полета на бесфорсажном режиме работы двигателей, позволяющую повысить мобильность применения АК, особенно при решении задач ПВО;

обеспечение минимального уровня заметности в радиолокационном, тепловом и оптическом диапазонах волн;

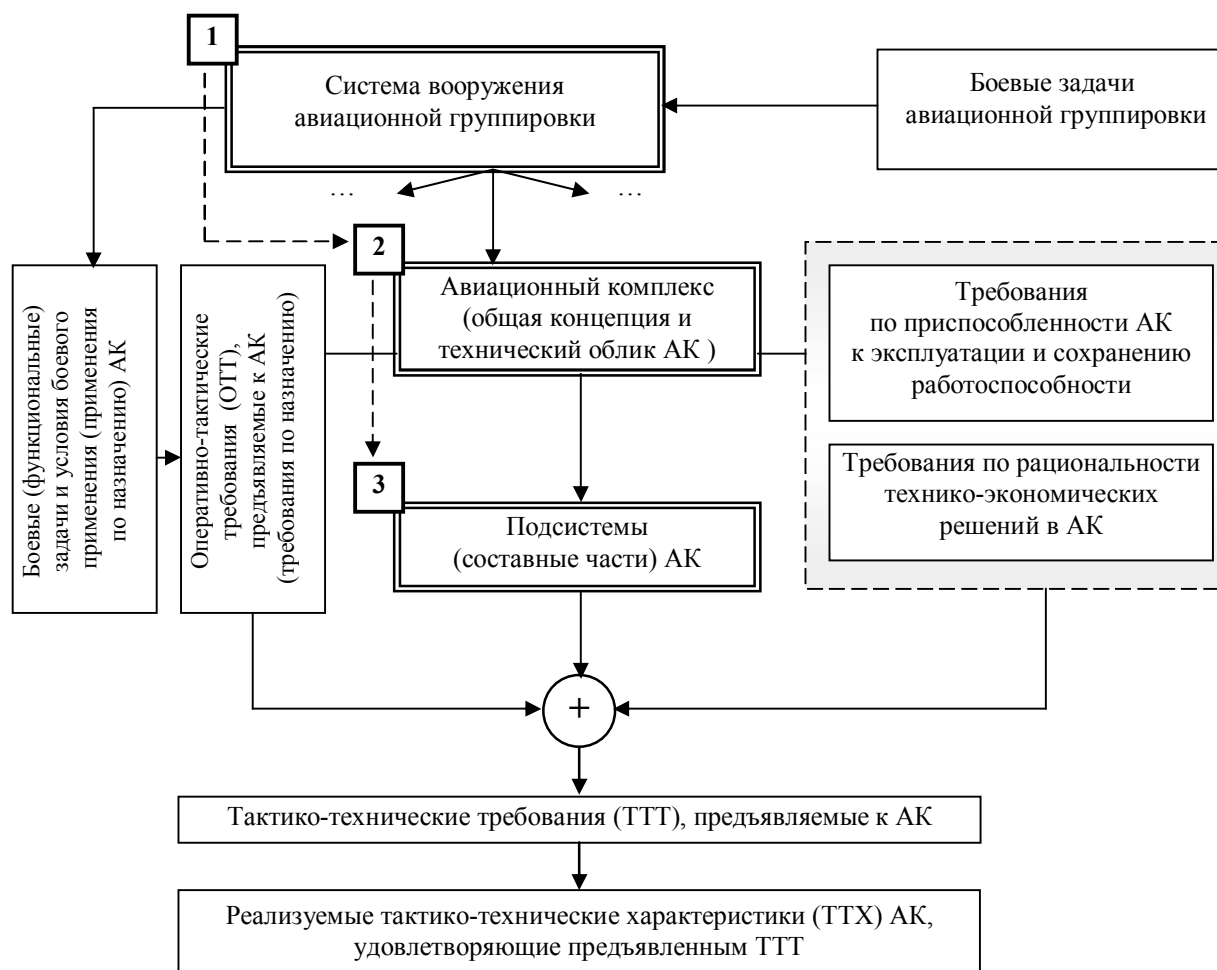


Рис. 2. Схема реализации принципа иерархичности системного подхода при формировании требований, предъявляемых к планируемому для разработки (модернизации) АК:

- 1 – уровень системы вооружения авиационной группировки, в которую входит АК;
- 2 – уровень АК в целом;
- 3 – уровень составных частей АК

аппаратную и функциональную интеграцию бортового оборудования за счет комплексирования датчиков различной физической природы и применения в системе управления бортовым радиоэлектронным оборудованием мощного центрального вычислительного комплекса;

создание высокоточного авиационного вооружения новых поколений;

обеспечение круговой системы обороны АК на основе информационных датчиков и систем радиоэлектронного, инфракрасного и огневого противодействия;

широкое использование в бортовых АСУ информационных технологий, основанных на применении систем искусственного интеллекта;

системную поддержку АК в течение жизненного цикла (на стадиях разработки, производства, эксплуатации и капитального ремонта) на основе новых информационных технологий;

компьютерное имитационное моделирование с

целью оценивания эффективности применения АК, затрат и реализуемости АК для принятия решения о целесообразности внедрения в проекте АК тех или иных технических решений;

внедрение информационных технологий, систем автоматизированного проектирования и автоматизированной логистической поддержки эксплуатации АК;

разработку и внедрение комплекса технических средств, методов и способов интеллектуального управления авиационными комплексами с целью повышения безопасности полетов и снижения аварийности военной авиации.

Выводы

Освоение достижений в области системной методологии создания перспективных сложных образцов авиационной техники вообще, в том числе и АК нового поколения, на современном этапе военного

строительства имеет принципиально важное значение по нескольким причинам.

Во-первых, применение системной методологии способствует более полному использованию достижений научно-технического прогресса в области создания АТ. Образец АТ, не соответствующий достижениям научно-технического прогресса, не в полной мере будет обеспечивать выполнение возлагаемых на него задач в составе системы вооружения собственных вооруженных сил, а также может оказаться неконкурентоспособным на мировом рынке оружия.

Во-вторых, при модернизации существующих образцов АТ неполное использование достижений в области системной методологии не позволит реализовать в полной мере достижения в области базовых военных и производственных технологий.

В-третьих, при участии в разработке АТ в рамках кооперации с другими странами ориентированность на использование достижений в области системной методологии будет способствовать более объективному оцениванию возможности реализации в проекте научно-технического задела, полученного отечественным ОПК, и выполнению с меньшим риском принятых обязательств.

В-четвертых, при закупках АТ у иностранных поставщиков профессиональная ориентированность и знание современных достижений в области системной методологии будет способствовать лучшему пониманию и более объективному оцениванию уровня перспективности предлагаемых образцов АТ при принятии решения о закупке того или иного образца.

Список литературы

1. Уильямс М. Суперистребители. Новое поколение боевых самолетов. Иллюстрированная энциклопедия / М. Уильямс. – М.: Омега, 2006. – 144 с.
2. Создание истребителей 5-го поколения в рамках общего реформирования боевой авиации ВВС США / Под общ. ред. Е.А. Федосова. – М.: ФГУП «ГосНИИАС». НИЦ, 2007. – 198 с.
3. Состояние и перспективы развития оружия класса «воздух-воздух» для самолетов 5-го поколения / Под общ. ред. Е.А. Федосова. – М.: ФГУП «ГосНИИАС». НИЦ, 2004. – 88 с.
4. Системы управления вооружением истребителей: Основы интеллекта многофункционального самолета / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Машиностроение, 2005. – 400 с.
5. Володин В.В. Концепция самолета моделируется военной игрой: Создание нового истребителя требует новой методики проектирования / В.В. Володин // Независимое военное обозрение. – 2006. – № 19(477). – С. 6.
6. Володин В.В. Истребитель 5-го поколения: а что это такое? / В.В. Володин // Независимое военное обозрение. – 2006. – № 16(474). – С. 6.
7. Бонин А.С. Боевые свойства и эффективность вооружения и военной техники / А.С. Бонин // Военная мысль. – 2005. – № 1. – С. 65-68.
8. Демидов Б.А. Системно-концептуальные основы деятельности в военно-технической области: В 3 кн. Кн. 2. Организационно-методические основы деятельности в военно-технической области / [Б.А. Демидов, А.Ф. Величко, И.В. Волощук]; Под ред. Б.А. Демидова. – К.: Технол. парк, 2006. – 1152 с.
9. Гриб Д.А. Системно-концептуальні основи і елементи методології формування оперативнотактичних і тактико-технічних вимог, що пред'являються до перспективних зразків озброєння і військової техніки та зразків, що модернізуються / Д.А. Гриб, Б.О. Демідов, М.В. Науменко // Системи озброєння і військова техніка. – 2009. – № 2 (18). – С. 65-73.
10. Гриб Д.А. Методологічний підхід до формування технічного обриса перспективних зразків та зразків озброєння і військової техніки, що модернізуються / Д.А. Гриб, Б.О. Демідов, М.В. Науменко // Наука і оборона. – 2009. – № 4. – С. 30-34.
11. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: монография / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005. – 815 с.
12. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: монография / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005. – 734 с.
13. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / [А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко и др.]; под. ред. Н.Н. Долженкова, В.А. Подобедова. – М.: Машиностроение / Машиностроение – Полет, 2005. – 368 с.
14. Гусев А.Л. Особенности военно-научных исследований по обоснованию концепций и обликов перспективных авиационных комплексов / А.Л. Гусев, А.К. Денисенко, В.С. Платунов // Военная мысль. – 2007. – № 8. – С. 49-53.
15. Краснов А. Боевое применение тактических истребителей F-22A «Рэптор» / А. Краснов, Э. Авдеев // Зарубежное военное обозрение. – 2006. – № 11. – С. 44-49.
16. Вяземский В. Программа реформирования ВВС США / В. Вяземский, А. Романов // Зарубежное военное обозрение. – 2005. – № 1. – С. 21-30; № 3. – С. 41-50; № 7. – С. 35-44.
17. Игнатьев О. Основные направления развития ВВС европейских стран НАТО на период до 2015-2020 годов / О. Игнатьев // Зарубежное военное обозрение. – 2007. – № 5. – С. 37-44.
18. Канащенков А.И. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможности и ограничения / А.И. Канащенков, В.И. Меркулов, О.Ф. Самарин. – М.: ИПРЖР, 2002. – 176 с.

19. Канащенков А.И. Формирование облика авиационных систем управления вооружением / А.И. Канащенков. – М.: Радиотехника, 2006. – 336 с.
20. Мельник П. Направленность НИОКР ВВС США по развитию авиационного вооружения и военной техники / П. Мельник // Зарубежное военное обозрение. – 2005. – № 8. – С. 30-38; № 9. – С. 45-48.
21. Шляхтов Д. ВВС США: От века индустриального – к веку информационному / Д. Шляхтов // Зарубежное военное обозрение. – 2006. – № 3. – С. 39-47.
22. Романов А. Перспективы развития ВВТ ВВС зарубежных государств / А. Романов // Зарубежное военное обозрение. – 2008. – № 1. – С. 43-51; № 2. – С. 47-50.
23. Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты) / Под ред. В.И. Васильева, Б.Г. Ильясова, С.Т. Кусимова. – М.: Радиотехника, 2003. – 496 с.
24. Бортвые интеллектуальные системы. Ч.1. Авиационные системы. Сборник статей. – М.: Радиотехника, 2006. – 104 с.
25. Радиолокационные системы многофункциональных самолетов. Т. 3. Вычислительные системы РЛС многофункциональных самолетов / Под ред. А.И. Канащенкова, В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2007. – 280 с.
26. СALS в авиастроении / Научный редактор А.Г. Братухин. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 676 с.
27. Братухин А.Г. СALS стратегия развития наукоемкого авиастроения / А.Г. Братухин // Военный парад. – 2006. – № 3. – С. 78-81.
28. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика / Л.В. Мышкин. – М.: Физматлит, 2008. – 328 с.
29. Бонин А.С. Основные принципы и методический подход к обоснованию уровневых значений показателей боевых свойств перспективных авиационных комплексов военного назначения / А.С. Бонин, М.В. Фомин // Военная мысль. – 2009. – № 1. – С. 52-59.

Поступила в редакцию 22.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, старший научный сотрудник А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

СИСТЕМНА МЕТОДОЛОГІЯ В РОЗРОБЦІ БОЙОВОЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ НОВОГО ПОКОЛІННЯ

Б.О. Демидов, М.В. Науменко

У статті розглядаються питання, пов'язані з методологічними аспектами створення авіаційної техніки нового покоління. Аналізується стан і тенденції розвитку системної методології в області розробки бойової авіаційної техніки, розглядаються особливості її застосування на етапах концептуальних і облікових досліджень авіаційних комплексів. Приводяться основні компоненти системної методології передпроектних досліджень і зовнішнього проектування перспективних авіаційних комплексів, яка орієнтована на обґрунтування їх концепції і технічного обрису.

Ключові слова: авіаційний комплекс, системний підхід, зовнішнє проектування, внутрішнє проектування, технічний обрис.

SYSTEM METHODOLOGY IN DEVELOPMENT BATTLE AEROTECHNICS OF NEW GENERATION

B.A. Demidov, M.V. Naumenko

Questions, related to the methodological aspects of creation of aerotechnics of new generation, are examined in the article. The state and progress of system methodology trends is analysed in area of development of military aviation equipment, the features of its application are examined on the stages conceptual and portrayalresearches of aviation complexes. Basic components over of system methodology of pre-project researches and external planning of perspective aviation complexes are brought, oriented to the ground of their conception and technical look.

Key words: aviation complex, approach of the systems, external planning, inwardly planning, technical look.

Демидов Борис Алексеевич – д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник Научного центра Воздушных Сил Харьковского университета Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

Науменко Марина Владимировна – адъюнкт научно-организационного отдела Харьковского университета Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

УДК 621.03

Ю.Н. СОКОЛОВ

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

КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПИД-РЕГУЛЯТОРОВ

Рассмотрена технология компьютерного проектирования ПИД-регуляторов в составе системы угловой ориентации антенны РЛС. На основе математической модели регулятора и объекта разработана схема имитационного моделирования системы управления в среде MATLAB/Simulink (версия 7.8.0 (R2009a)). Изложена методика определения оптимальных коэффициентов ПИД-регулятора по заданным показателям качества переходного процесса при ступенчатом и линейном воздействиях. Разработана программа исследования системы и выбора коэффициентов ПИД-регулятора с помощью графического интерфейса (GUI).

Ключевые слова: система управление, ПИД-регулятор, имитационное моделирование, переходный процесс, передаточная функция, преобразования Лапласа.

Введение

В различных системах автоматического управления широко используется так называемый пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) регулятор. Это – системы управления движущимися объектами (самолеты, ракеты, корабли, спутники, и т.п.), сложными технологическими процессами, реверсивными исполнительными механизмами, в химической и нефтехимической промышленности для управления пневмопреобразователями, преобразователями частоты, регуляторами температуры, давления, расхода вещества и другими устройствами, рассчитанными на управление унифицированными сигналами и т.д. В настоящее время на мировом рынке предлагаются универсальные микропроцессорные регуляторы, требующие специальной настройки в составе систем управления.

ПИД-регулятор измеряет отклонение выходной величины системы от заданного значения и выдаёт управляющий сигнал, являющийся суммой трёх составляющих – пропорциональной, интегральной и дифференциальной.

Точная настройка параметров ПИД-регулятора предельно снижает колебания системы. Однако полноценное использование преимуществ ПИД-регулятора обеспечивается только при правильном расчете этих параметров с учетом особенностей характеристик управляемых объектов.

Ниже рассматриваются два способа компьютерного проектирования ПИД-регулятора на примере системы угловой ориентации антенны радиолокационной станции (РЛС). Аналогичный подход использован в работе [1] при имитационном моделировании системы оптимального управления мяг-

кой посадкой космических летательных аппаратов на безатмосферные планеты.

1. Передаточная функция ПИД-регулятора

Передаточная функция ПИД-регулятора имеет вид [2, 3]:

$$W_p(s) = U(s)/E(s) = K_1 + K_2/s + K_3s, \quad (1)$$

где $E(s) = L[e(t)]$, $U(s) = L[u(t)]$ – преобразования Лапласа входного и выходного сигналов регулятора соответственно; K_1, K_2, K_3 – коэффициенты пропорциональной, интегральной и дифференциальной составляющих регулятора.

В действительности физически реализуемый канал производной имеет передаточную функцию

$$W_d(s) = \frac{K_3s}{(1/N)s + 1}, \quad (2)$$

где N – достаточно большое число, и поэтому первое слагаемое в знаменателе незначительно и звено (2) называется реальным дифференцирующим звеном. С учетом (2) передаточную функцию (1) можно представить так:

$$\begin{aligned} W_p(s) &= K_1 + \frac{K_2}{s} + \frac{K_3s}{\frac{1}{N}s + 1} = \\ &= \frac{\left(K_1 \frac{1}{N} + K_3\right)s^2 + \left(K_1 + K_2 \frac{1}{N}\right)s + K_2}{\frac{1}{N}s^2 + s}. \end{aligned} \quad (3)$$

ПИД-регулятор применяют в системе управления тогда, когда требуется улучшить как вид пере-

ходного процесса, так и точность в установившемся режиме.

Если положить $K_3 = 0$, то получим пропорционально-интегральный, или **ПИ-регулятор**.

ПИ-регулятор увеличивает порядок астатизма системы на единицу и применяется для повышения точности системы в установившемся режиме. Этот регулятор имеет полюс в начале координат и нуль в точке $-K_2/K_1$. Поскольку нуль расположен левее полюса, то регулятор обладает запаздыванием по фазе.

В случае, когда $K_2 = 0$, получим пропорционально-дифференциальный, или **ПД-регулятор**. Он имеет единственный нуль в точке $s = -K_1/K_3$ и, следовательно, добавляет положительный фазовый сдвиг.

Будучи регулятором с опережением по фазе, он улучшает вид переходных процессов в системе.

При $K_2 = 0$ и $K_3 = 0$ имеем пропорциональный, или **П-регулятор** – устройство, описываемое идеальным коэффициентом усиления K_1 . Этот тип регулятора используется тогда, когда желаемых показателей качества в переходном и установившемся режимах можно достичь простой настройкой коэффициента усиления системы, не прибегая к динамическим преобразованиям сигнала.

Задача синтеза конкретной системы автоматического управления, в составе которой применяется любой из указанных регуляторов, состоит в определении коэффициентов K_1 , K_2 и K_3 , удовлетворяющих заданным требованиям к качеству переходного процесса.

Структурная схема замкнутой системы с регулятором показана на рис. 1, где $W_o(s)$ и $H(s)$ – передаточные функции управляемого объекта (к ней обычно относят и передаточную функцию привода – исполнительный двигатель с редуктором) и измерителей выходного сигнала $y(t)$ соответственно, которые должны быть заданы.

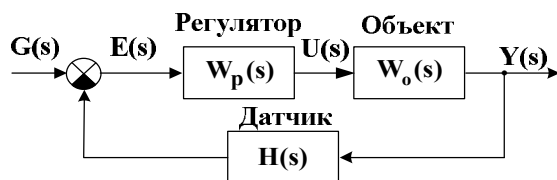


Рис. 1. Структурная схема замкнутой системы

Технологию компьютерного проектирования системы с ПИД-регулятором рассмотрим на примере замкнутой системы управления угловым положением антенны РЛС.

2. Структурная схема и передаточные функции элементов системы

В радиоастрономии и системах слежения за спутниками, в радиолокации используются антенны, работающие в микроволновом диапазоне. Функциональная схема системы управления антенной приведена на рис. 1, а ее структурная схема – на рис. 2.

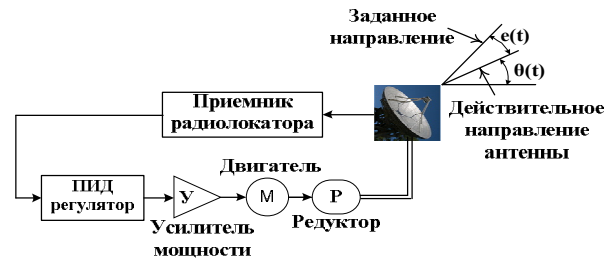


Рис. 1. Функциональная схема системы управления антенной

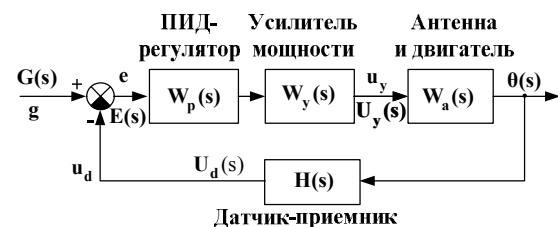


Рис. 2. Структурная схема системы управления антенной

Передаточная функция антенны и приводного двигателя может иметь вид:

$$W_a(s) = \frac{\theta(s)}{U_y(s)} = \frac{\omega_0^2}{s(s^2 + 2\xi\omega_0 s + \omega_0^2)}, \quad (4)$$

где θ – действительное угловое направление антенны; u_y – выходное напряжение усилителя (Y); ω_0 – частота собственных колебаний антенны; ξ – коэффициент затухания антенны; g – заданное (желаемое) угловое направление антенны.

Пусть, далее, усилитель мощности обладает инерционностью и имеет передаточную функцию:

$$W_y(s) = \frac{U_y(s)}{E(s)} = \frac{k_y}{\tau s + 1}, \quad (5)$$

где τ – постоянная времени; k_y – коэффициент усиления, а датчик обратной связи – безынерционный с передаточной функцией $H(s) = \frac{U_d(s)}{\theta(s)} = k_d$.

Примем в дальнейшем $H(s) = k_d = 1$, т.е. исследуемая система имеет единичную обратную связь.

3. Моделирование и оптимизация системы управления антенной в Simulink

3.1. Назначение блоков модели

Схема моделирования системы управления угловым положением антенны, построенная из блоков библиотеки Simulink, показана на рис. 3. Поясним кратко назначение отдельных блоков модели.

Антенна и двигатель с передаточной функцией (4) моделируются последовательным соединением блоков Transfer Fcn2 и Integrator, а усилитель U с передаточной функцией (5) моделируется блоком Transfer Fcn1. ПИД-регулятор с передаточной функцией (3) моделируется подсистемой с приближенным вычислением производной PID Controller (with Approximate Derivative), которую можно найти в разделе Simulink Extras → Additional Linear библиотеки Simulink.

Эта часть системы, охваченная единичной обратной связью, является основной. Остальные блоки модели – вспомогательные: блоки Step и Ramp задают ступенчатое воздействие с амплитудой g_0 (желаемый угол поворота антенны (в градусах)) и линейно возрастающее воздействие с крутизной g_1 (заданная угловая скорость поворота антенны в град/с) соответственно; ручной переключатель Manual Switch1 предназначен для переключения системы с одного вида задающего воздействия на другой в зависимости от поставленной задачи эксперимента (двойным щелчком по блоку); ручной переключатель Manual Switch2 позволяет провести сравнительное исследование работы системы с ПИД-регулятором и без него; блоки D2R и R2D преобразуют градусы в радианы и соответственно обратно; регистратор Display фиксирует установившееся значение ошибки системы (в градусах); блок To Workspace служит для регистрации (в виде графика) желаемого g и действительного θ углов поворота антенны (обязательной настройкой параметров этого блока является: Save format: Structure With Time); блок Signal Constraint (находится в разделе Simulink Response Optimization библиотеки Simulink) предназначен для оптимизации системы (для определения значений коэффициентов ПИД-регулятора, обеспечивающих заданные требования к качеству переходного процесса); блок Gain с коэффициентом усиления $1/g_0$ является нормирующим для блока Signal Constraint (преобразует выходной сигнал к единичному установившемуся значению при любом заданном значении g_0).

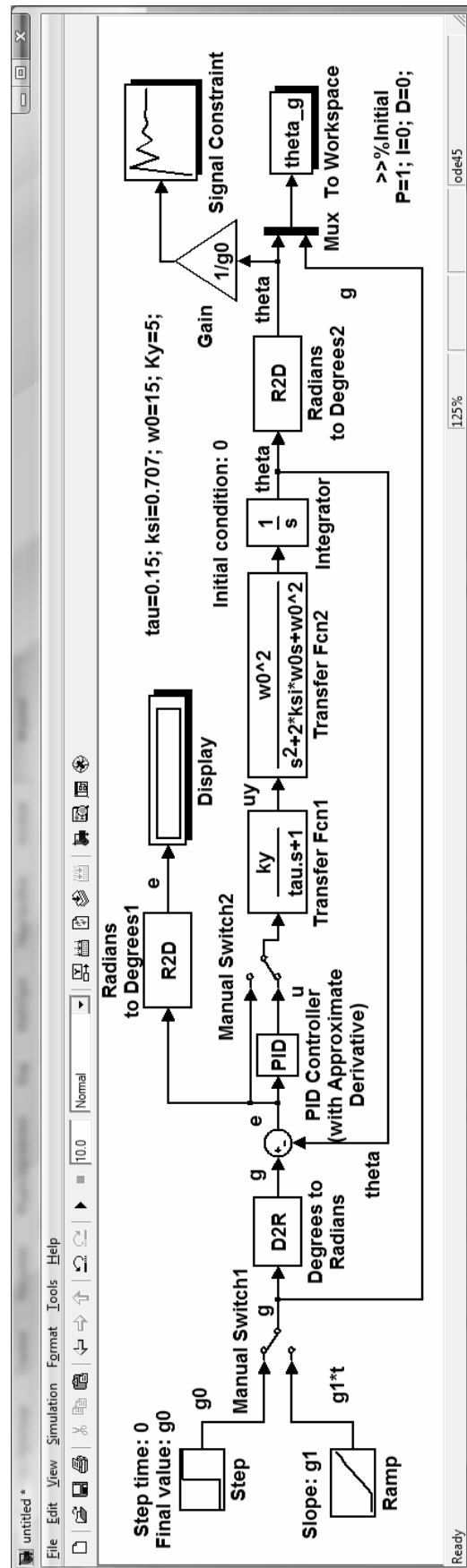


Рис. 3. Схема моделирования системы управления антенной

3.2. Ввод параметров модели

Параметры модели g_0 , g_1 , ky , τ , w_0 , ksi вводятся в окнах параметров соответствующих блоков в символьном виде, а их числовые значения задаются в окне свойств модели (Model Properties). Окно свойств модели открывается в такой последовательности: File → Model Properties → Callbacks. В левой вкладке (Model callbacks) открывшегося окна выбирается InitFcn, а затем в правой вкладке (Model initialization function) вводятся необходимые числовые значения.

Для конкретности исследуем систему с параметрами: $\tau = 0,15$ с, $\omega_0 = 15$ 1/с, $\xi = 0,707$. Во вкладке Model initialization function вводим:

tau=0.15; w0=15; ksi=0.707;

Далее в левой вкладке Model callbacks окна Model Properties выбираем StopFcn, а затем в правой вкладке (Simulation stop function) вводим команду построения графиков заданного g и действительно θ углов поворота антенны:

**plot(theta_g,time,theta_g.signals.values)
xlabel('t'),ylabel('theta_g')
grid on
hold on**

Команда hold on потребуется для сохранения кривых в одном графическом окне при различных параметрах модели.

3.3. Подсистема PID Controller

В демаскированном виде (щелчок правой клавишей мыши по блоку PID → Look Under Mask) схема ПИД-регулятора показана на рис. 4.

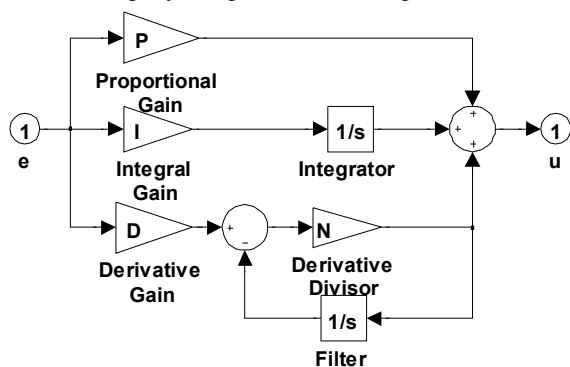


Рис. 4. Схема моделирования ПИД-регулятора

Согласно принятым в разд. 1 обозначениям коэффициентов ПИД-регулятора им соответствуют: $P = K_1$, $I = K_2$ и $D = K_3$. Легко убедиться, что канал производной в схеме рис. 5 имеет передаточную функцию вида (2), где, как указано выше, N – большое число (в параметрах блока PID Controller (with Approximate Derivative) задано по умолчанию: $N = 100$).

3.4. Задачи моделирования

Предположим, что система должна следить за положением спутника, вращающегося с постоянной угловой скоростью, равной $g_1 = 0,01$ град/с, а установившаяся ошибка по скорости e_steady не превышала бы $0,002^\circ$.

Пусть также требуется, чтобы при ступенчатом входном воздействии перерегулирование не превышало 10%, время нарастания переходной функции было равно 0,4 с, а время переходного процесса по критерию 5 % было не более 0,8 с.

Определим прежде, каким должен быть коэффициент усиления усилителя в системе с пропорциональным регулятором (блок PID в схеме рис. 4 отключен), чтобы первое требование удовлетворялось. Ответ можно получить с помощью теоремы о конечном значении оригинала:

$$e_{уст} = \lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = \lim_{s \rightarrow 0} sE(s) = \lim_{s \rightarrow 0} s\Phi_{eg}(s)G(s) = 0,002^\circ,$$

где $\Phi_{eg}(s) = \frac{E(s)}{G(s)} = \frac{1}{1 + W_y(s)W_a(s)}$ – передаточная

функция ошибки замкнутой системы по задающему воздействию.

Подставив в выражение предела передаточные функции (4), (5) и изображение линейно возрастающего воздействия $G(s) = g_1/s^2$, найдем необходимое значение коэффициента усиления, используя программу:

```
>> syms s ksi w0 ky tau g1
Wa= w0^2/(s*(s^2+2*ksi*w0*s+w0^2)); % антенна
Wy=ky/(tau*s+1); % усилитель
PhiE_G=1/(1+Wy* Wa); % передаточная функция
%ошибки замкнутой системы
% по задающему воздействию
%установившейся ошибка:
e_steady=limit(s* PhiE_G*g1/s^2, s, 0)
e_steady =
g1/ky
```

```
>>%отсюда находим, подставив числа:
g1=0.01; e_steady=0.002;
ky=g1/ e_steady
ky =
5
```

Достоверность полученного результата можно подтвердить моделированием. Для этого во вкладку Model initialization function добавим вычисленное значение коэффициента усиления $ky = 5$ и значение крутизны линейного воздействия $g_1 = 0.01$. В командном окне (!) необходимо ввести какие-либо (произвольные) числовые значения коэффициентов ПИД-регулятора (несмотря на то, что он отключен и в данном эксперименте не используется), например,

>>P=1; I=0; D=0;

в противном случае модель не запустится.

Установить ключ Manual Switch1 в нижнее положение и запустить модель. В результате откроется окно с графиками (рис. 5) задающего линейного воздействия и выходного сигнала (угла поворота антенны). На экране дисплея (Display) увидим значение установившейся скоростной ошибки, равное 0.001999, которое соответствует заданному.

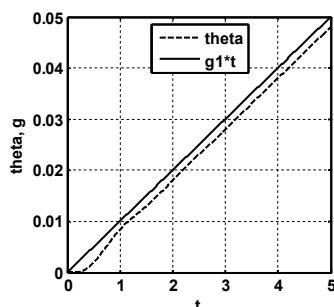


Рис. 5. Реакция системы на линейное воздействие

Проверим, как при найденном коэффициенте усиления система реагирует на ступенчатое воздействие при отсутствии ПИД-регулятора. Удовлетворяет ли она требованию к качеству переходного процесса? Например, пусть требуется изменить угловое положение антенны на 10° . Установим ключ Manual Switch1 в верхнее положение, а во вкладку Model initialization function добавим амплитудное значение ступенчатого сигнала $g0 = 10$ и запустим модель. В результате откроется окно с графиками (рис. 6) задающего ступенчатого воздействия и выходного сигнала (угла поворота антенны).

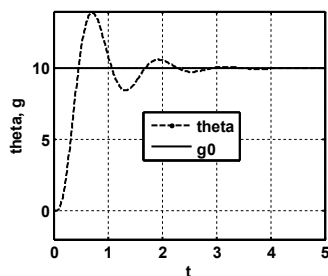


Рис. 6. Реакция системы на ступенчатое воздействие

Очевидно, что система с П-регулятором ни по быстродействию, ни по перерегулированию не удовлетворяет заданным требованиям к качеству переходного процесса. Поэтому для ее улучшения используем ПИД-регулятор.

3.5. Проектирование ПИД-регулятора

Цель проектирования ПИД-регулятора состоит в определении таких его коэффициентов, при которых удовлетворяются заданные требования к каче-

ству переходного процесса. Методика решения задачи состоит в следующем.

Включим ПИД-регулятор в систему, установив ключ Manual Switch2 в нижнее положение. Ключ Manual Switch1 остается в верхнем положении, т.е. на вход системы подаем ступенчатое воздействие. Учтем, что начальная итерация коэффициентов регулятора уже введена в командном окне (P=1; I=0; D=0).

Двойным щелчком по блоку Signal Constraint открываем окно Block Parameters Signal Constraint, в меню которого выбираем: Goals $\rightarrow$ Desired Response $\rightarrow$ открывается окно Desired Response, в котором активируем команду Specify step response characteristics и установим заданные показатели качества переходного процесса (рис. 7).

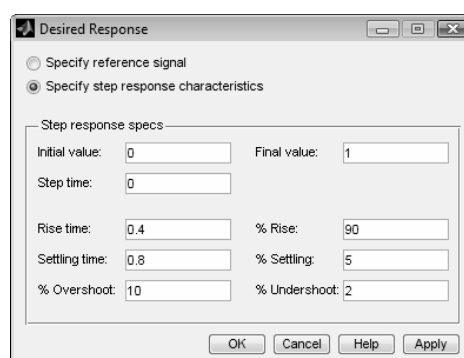


Рис. 7. Окно установки показателей качества

Зададим настраиваемые параметры регулятора, выбрав в меню окна Block Parameters Signal Constraint: Optimization $\rightarrow$ Tuned Parameters... . Открывается окно, в котором после активации кнопки Add всплывает окно Add Parameters со всеми параметрами системы. В этом окне, удерживая клавишу Ctrl, активируем щелчком мыши настраиваемые параметры регулятора: P, I, D. После щелчка по кнопке OK в окне Add Parameters эти параметры отобразятся в левой вкладке окна Tuned Parameters, как показано на рис. 8. Далее щелкнуть OK в окне Tuned Parameters. Приложение Signal Constraint готово к работе.

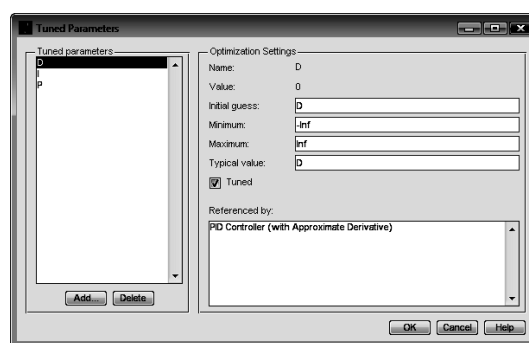


Рис. 8. Окно установки настраиваемых параметров

Модель запускается из меню окна Block Parameters Signal Constraint щелчком по кнопке ► Start optimization. Результат представлен на рис. 9.

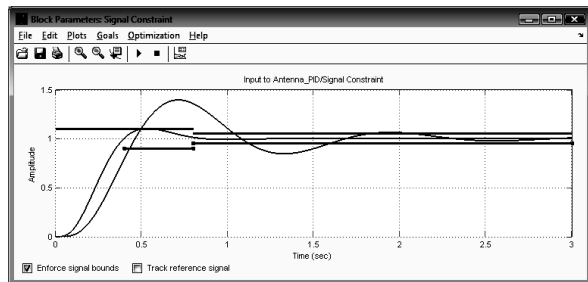


Рис. 9. Результат оптимизации

Как видим, переходная функция (нижняя кривая на рис. 9) удовлетворяет заданным требованиям к качеству. Одновременно открывается окно Optimization Progress с вычисленными значениями коэффициентов ПИД-регулятора (рис. 10).

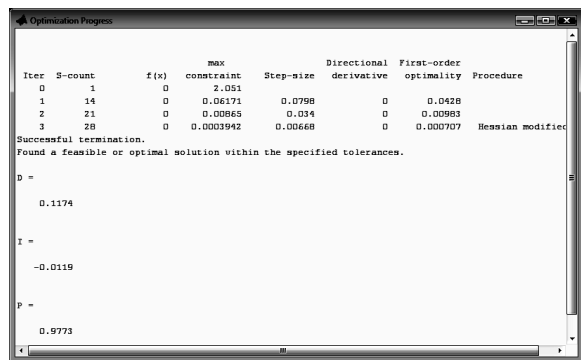


Рис. 10. Результат вычисления коэффициентов

Вычисленными коэффициентами являются: $K1 = P = 0,9773$; $K2 = I = -0,0119$; $K3 = D = 0,1174$.

Очевидно, что в рассматриваемом случае интегральная составляющая регулятора оказывает не существенное влияние на переходную функцию.

Отметим, что такую же переходную функцию (удовлетворяющую тем же требованиям к качеству) получим и при иных начальных значениях коэффициентов регулятора, например, при $P=1$; $I=1$; $D=1$. Однако вычисленные коэффициенты будут иметь иные числовые значения, увеличится количество итераций, а поведение переходной функции в пределах желаемых ограничений может несколько отличаться.

В заключение проверим, удовлетворяет ли система с таким регулятором первому требованию – установившейся ошибке по скорости не более $0,002^\circ$. Для этого установим ключ Manual Switch1 в нижнее положение и запустим модель с ПИД-регулятором. Получим такой же график, как и на

рис. 5, а на экране дисплея на пятой секунде увидим значение установившейся скоростной ошибки, равное 0.002164, т. е. практически требуемое.

Таким образом, задача синтеза оптимального ПИД-регулятора решена.

4. Настройка коэффициентов ПИД-регулятора в среде GUI

При проектировании ПИД-регулятора возникает необходимость исследования влияния его коэффициентов на переходные процессы (или выбор коэффициентов по желаемому виду переходной функции), что требует многократного запуска модели при других (измененных) коэффициентах и постоянном редактировании свойств модели. При этом важен механизм управления коэффициентами, который бы обеспечивал удобный интерфейс между программой и пользователем. Эти и другие трудности можно преодолеть с помощью графического интерфейса пользователя (GUI – Graphical User Interface), который входит в состав MATLAB для создания графических приложений.

Работа в этой среде достаточно проста – элементы управления (кнопки, раскрывающиеся списки и т.д.) размещаются при помощи мыши, а затем программируются события, которые возникают при обращении пользователя к данным элементам управления. При решении этих задач пользователю GUI не нужно создавать полные М-файлы. Часто он может даже не знать всех деталей автоматически открывающегося в GUI М-файла. Пользователь GUI лишь редактирует его, дополняя функциями конкретно решаемой задачи. Подчеркнем, что программы открываются и дополняются только в М-файле, а не набираются в командном окне MATLAB.

Приложение GUI может состоять как из одного основного окна, так и нескольких окон и осуществлять вывод графической и текстовой информации в основное окно приложения и в отдельные окна. Ряд функций MATLAB предназначен для создания стандартных диалоговых окон открытия и сохранения файла, печати, выбора шрифта, окна для ввода данных и др.

Что необходимо знать для создания приложений с графическим интерфейсом? Во-первых, как программируются файл-функции с подфункциями, файл-функции с переменным числом входных и выходных аргументов. Во-вторых, требуется иметь представление об иерархической структуре и свойствах графических объектов, уметь обращаться с указателями на них. Разумеется, не должна вызывать затруднения работа с числовыми массивами, строками, структурами, ячейками и массивами

строк, структур и ячеек, а также использование конструкций встроеного языка программирования.

При создании приложений с графическим интерфейсом будут также полезны следующие разделы справочной системы MATLAB:

- "MATLAB: Creating Graphical User Interfaces";
- "MATLAB: Functions – Categorical List: Creating Graphical User Interfaces";
- "MATLAB: Handle Graphics Property Browser" (справочник свойств графических объектов);
- в справочной системе MATLAB в разделе "Demo" есть 10-ти минутная демонстрация создания приложения с графическим интерфейсом в среде GUIDE.

Создадим графический интерфейс для настройки параметров ПИД-регулятора замкнутой системы радиолокационного сопровождения.

Сначала откроем диалоговое окно в среде визуального программирования GUIDE (Graphical User Interface Design Environment – средства проектирования графического интерфейса пользователя), выполнив команду

```
>> guide
```

или цепочку команд главного меню MATLAB: File (файл) → New (новый) → GUI (графический интерфейс). На экране появляется стартовая заставка конструктора графического интерфейса – диалоговое окно с именем GUIDE Quick Start (быстрый старт).

Две странички, присутствующие на стартовой заставке, позволяют начать проектирование нового интерфейса (вкладка – Create New GUI (создать новый интерфейс)) или воспользоваться ранее созданным интерфейсом (вкладка – Open Existing GUI (открыть существующий интерфейс)).

Для создания конкретного приложения элементы GUI перетаскиваются из панели инструментов в окно приложения (так же, как это делается в Simulink). После добавления элемента интерфейса необходимо задать его тег (имя), который будет идентифицировать данный объект среди всех остальных объектов, и присвоить имя каждому элементу.

В создаваемом приложении GUI понадобится три слайдера для установки числовых значений коэффициентов регулятора K_1 , K_2 и K_3 , шесть элементов Edit Text для задания предельных значений этих коэффициентов (Max и Min), три текстовых элемента Static Text для вывода текущих (Current) значений коэффициентов и девять текстовых элементов для соответствующих надписей.

Предельные значения коэффициентов регулятора могут быть установлены экспериментально.

Здесь они выбраны с учетом полученных значений в разд. 3 (на основании предыдущего опыта).

Для отображения имен элементов панели инструментов в окне заготовки приложения (см. колонку слева на рис. 11) следует выполнить в меню этого окна: File → Preferences... → Show names in component palette.

Заготовка приложения GUI с элементами интерфейса, добавленными из панели инструментов, примет вид, показанный на рис. 11.

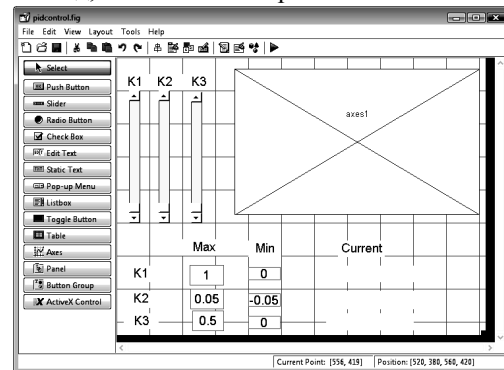


Рис. 11. Окно заготовки приложения GUI

Перед программированием события сохраним приложение. Приложение, созданное в среде визуального программирования GUIDE MATLAB, сохраняется по умолчанию в двух файлах:

1) файл с расширением fig – графическое окно, содержащее добавленные на форму элементы интерфейса;

2) файл с расширением m – генерируемая в среде GUIDE файл-функция, открывающая окно и содержащая подфункции для обработки событий элементов интерфейса, которые возникают, например, при нажатии на кнопку пользователем. Заготовки этих подфункций и комментарии к ним создаются автоматически.

Для сохранения выберем в меню File (рис. 11) пункт Save as. При этом открывается диалоговое окно сохранения файла, в котором выберем папку или создадим новую и зададим имя файла pidcontrol. После сохранения приложения автоматически открываются файлы pidcontrol.fig (диалоговое графическое окно с размещенными на нем элементами управления) и в редакторе М-файлов – файл pidcontrol.m с множеством комментариев, в который необходимо добавить функции решаемой задачи и три команды обращения к слайдерам. Опуская автоматически созданные части М-файла, укажем лишь те его фрагменты (и их место), которые создаются и вставляются в М-файл пользователем.

За строкой

% End initialization code - DO NOT EDIT

следует основная часть команд решаемой задачи:

```

% Функции решаемой задачи
function mySliderCallback(hObject, eventdata, handles)
% задание функции
% и преобразование строк в числовые значения:
max1=str2double(get(handles.edit1, 'String')); % максимум K1
max2=str2double(get(handles.edit2, 'String')); % максимум K2
max3=str2double(get(handles.edit3, 'String')); % максимум K3
min1=str2double(get(handles.edit4, 'String')); % минимум K1
min2=str2double(get(handles.edit5, 'String')); % минимум K2
min3=str2double(get(handles.edit6, 'String')); % минимум K3

c1=get(handles.slider1, 'Value'); %вызов значений K1
c2=get(handles.slider2, 'Value'); % вызов значений K2
c3=get(handles.slider3, 'Value'); % вызов значений K3

cur1=min1+(max1-min1)*c1; % вычисление текущего
%значения коэффициента K1,
%установленного слайдером slider1
cur2=min2+(max2-min2)*c2; % вычисление текущего
%значения коэффициента K2,
%установленного слайдером slider2
cur3=min3+(max3-min3)*c3; % вычисление текущего
%значения коэффициента K3,
%установленного слайдером slider3

set(handles.text10, 'String', cur1); % установка текущего
%значения K1
set(handles.text11, 'String', cur2); % установка текущего
%значения K2
set(handles.text12, 'String', cur3); % установка текущего
%значения K3

axes(handles.axes1); % обращение к графику
cla; % очистка текущего графика
hold on; % наложение нескольких графиков в одном окне
grid on % нанесение сетки

K1=cur1;% присвоение коэффициенту K1 выбранного
%слайдером значения
K2=cur2;% присвоение коэффициенту K2 выбранного
%слайдером значения
K3=cur3;% присвоение коэффициенту K3 выбранного
%слайдером значения

tau=0.15; ksi=0.707; w0=15; ky=5; % параметры системы
Wa=tf([w0^2],[1 2*ksi*w0 w0^2 0]); % объект
Wy=tf([ky],[tau 1]); % усилитель
N=100;
Wp=tf([K1/N+K3 K1+K2/N K2],[1/N 1 0]);% регулятор
W1=series(Wy,Wa); % передаточная функция усилителя
%и объекта
W=series(Wp,W1); % передаточная функция
%разомкнутой системы
sys=feedback(W,1); % передаточная функция
%замкнутой системы
t=5; % время моделирования
step(sys,t) %переходная функция
grid on
xlabel('t');
ylabel('h');
% Окончание функций решаемой задачи

```

Далее созданный М-файл необходимо дополнить (вставить) функциями обращения к слайдерам. Независимо от количества слайдеров и их тегов эта функция имеет один и тот же вид для каждого слайдера:

```

mySliderCallback(hObject, eventdata, handles);
% обращение к слайдеру slider1
mySliderCallback(hObject, eventdata, handles);
% обращение к слайдеру slider2
:

```

Обратим внимание, что в аргументах этой функции вообще не указывается тэг слайдера. Однако место этой функции в М-файле строго определено: она должна следовать непосредственно за автоматически созданными командами:

```

function slider1_Callback(hObject, eventdata, handles)
function slider2_Callback(hObject, eventdata, handles)
:

```

Теперь приложение GUI полностью готово к работе и его можно запустить кнопкой Run pidcontrol.m в меню окна редактора Editor или аналогичной кнопкой Run Figure в меню окна заготовки приложения pidcontrol.fig (рис. 11). Открывается диалоговое окно, показанное на рис. 12.

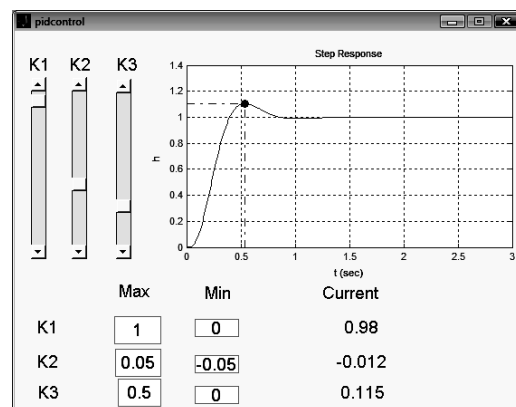


Рис. 12. Диалоговое окно интерфейса

Разработанный интерфейс позволяет перемещением в диалоговом окне движков слайдеров определить (по появляющемуся виду переходных процессов) коэффициенты любого типа регуляторов: П, И, Д, ПИ, ПД, ИД или ПИД. На рис. 12 в качестве примера показана переходная функция с установкой слайдеров в положения, соответствующие оптимальным коэффициентам ПИД-регулятора, полученным в разд. 3. Как видим, переходные функции на рис. 9 (оптимизированная) и рис. 12 одинаковы.

Исключив в М-файле команду очистки текущего графика **cla** (поставив перед ней символ комментария, т. е. %), можно получить семейство переходных процессов для любого множества параметров регулятора, что может оказаться удобным при выборе процесса с желаемыми показателями качества.

Графики в диалоговом окне можно редактировать, вызвав редактор свойств (Property Editor). Для этого необходимо правой клавишей мыши щелкнуть по графику и во всплывающей вкладке выбрать Properties... . Открывается окно Property Editor, в котором можно задать (или изменить) названия графика и осей (Labels), пределы по осям координат (Limits), размер и стиль шрифтов (Style). Если во всплывающей вкладке выбрать Characteristics, то

открывшаяся новая вкладка (Peak Response, Settling Time, Rise Time, Steady State) позволяет отметить на каждом графике переходной функции (точками) основные качественные характеристики: максимальное значение амплитуды (Peak Amplitude), перерегулирование (Overshoot %), установившееся значение (Final Value), время нарастания (Rise Time).

Графический интерфейс позволяет вносить изменения в М-файл и в окно приложения. Например, если необходимо установить новые предельные значения коэффициентов регулятора, то это можно сделать в окне заготовки приложения и в диалоговом окне интерфейса. Как отмечалось, окно заготовки приложения можно открыть из главного окна MATLAB в такой последовательности: File → New → GUI → Open Existing GUI → выбрать строку с именем приложения pidcontrol. В открывшемся окне, выделяя необходимые элементы и используя инспектор свойств (двойной щелчок по элементу), можно задавать любые желаемые свойства.

Заключение

Предложенная схема моделирования и программа настройки коэффициентов регулятора в графическом интерфейсе позволяют оперативно рассчитать коэффициенты для любого объекта и любого

типа регулятора, удаляя или комбинируя необходимые каналы в ПИД-регуляторе. Для нового объекта достаточно заменить блоки соответствующих передаточных функций в схеме моделирования системы (рис. 3) и ввести необходимые параметры в окне свойств модели (Model Properties), а в М-файле графического интерфейса заменить выделенный заливкой текст новым. Остальная часть схемы и М-файла не изменится.

Литература

1. Соколов Ю.Н. Компьютерные технологии в задачах оптимального управления мягкой посадкой космических аппаратов на безатмосферные планеты / Ю.Н. Соколов // *Радиоэлектроника и компьютерные системы*. – 2009. – №2 (36). – С. 109-119.
2. Филлипс Ч. Системы управления с обратной связью: пер. с англ. / Ч. Филлипс, Р. Харбор. – М.: Лаб. базовых знаний, 2001. – 615 с.
3. Соколов Ю.Н. Компьютерный анализ и проектирование систем управления. Ч. 1. Непрерывные системы: учеб. пособие. – В 5 ч. / Ю.Н. Соколов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 260 с.
4. Персональный сайт Соколова Ю.Н. [Электронный ресурс]. – Режим доступа к сайту: <http://www.sokolov.5u.com>.

Поступила в редакцию 27.01.2010

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

КОМП'ЮТЕРНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ПІД-РЕГУЛЯТОРІВ

Ю.М. Соколов

Розглянута технологія комп'ютерного проектування ПІД-регуляторів у складі системи кутової орієнтації антени РЛС. На підставі математичної моделі регулятора і об'єкта розроблено схему імітаційного моделювання системи управління в середовищі MATLAB/Simulink (версія 7.6.0 (R2008a)). Викладена методика визначення оптимальних коефіцієнтів ПІД-регулятора за заданими показниками якості перехідного процесу при ступеневому та лінійному впливах. Розроблено програму дослідження системи і вибору коефіцієнтів ПІД-регулятора за допомогою графічного інтерфейсу.

Ключові слова: система управління, ПІД-регулятор, імітаційне моделювання, перехідний процес, передаточна функція, перетворення Лапласа.

COMPUTER DESIGN OF PID-CONTROLLERS

Y.N. Sokolov

The computer design technology of the PID-controllers of the RLS antenna angular orientation system is considered. On the base of the mathematical model of the controller and object the simulation model of the control system in the MATLAB/Simulink (version 7.6.0 (R2008a)) environment is constructed. The technique of the PID-controller optimal parameters determination according to given response performances is developed. The research program of the system and PID-controller parameters estimation by means of graphical interface is stated.

Key words: control system, PID-controller, simulation, time response, transfer function, Laplace transform.

Соколов Юрий Николаевич – канд. техн. наук, профессор, профессор кафедры производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина, e-mail: sokolovkhai@gmail.com.

УДК 532+533

В.А. ЗАХАРЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***РАСЧЕТ ОТРЫВНОГО ОБТЕКАНИЯ НЕПЛОСКИХ ФОРМ
ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА**

Предложена модель расчета отрывного обтекания тонкого профиля бесконечного размаха при больших числах Рейнольдса. Данная задача решалась с применением теории исчезающей вязкости, в которой обосновывается применение на подветренной стороне обтекаемого тела граничных условий, отличных от общепринятых. Приведен пример расчета некоторых неплоских форм, таких как дуга окружности и уголок, расположенных перпендикулярно набегающему потоку. Выполнено сравнение полученных теоретических данных с экспериментальными данными, которое показало их хорошее количественное и качественное совпадение в широком диапазоне исследуемых форм.

Ключевые слова: теория исчезающей вязкости, тонкий профиль, отрывное обтекание, метод гидродинамических особенностей, число Рейнольдса, силовое взаимодействие, дуга окружности, уголок.

Введение

Актуальной проблемой проектирования современных летательных аппаратов является предварительный расчет их аэродинамических характеристик на режимах полета, при которых их можно рассматривать как неудобнообтекаемые тела. К числу таких режимов можно отнести некоторые участки маневрирования, взлета, посадки, когда движение происходит на углах атаки близких к критическим и даже закритическим углам атаки, что влечет за собой отрывной характер обтекания несущих поверхностей. Особое место в числе таких режимов занимает движение беспилотных летательных аппаратов на участках торможения, предшествующих выбросу парашюта или началу участка вертикальной посадки данного летательного аппарата. На таких участках торможения углы атаки беспилотного летательного аппарата могут достигать 90° .

Анализ моделей и схем, применяемых для расчета обтекания неудобнообтекаемых тел, показывает, что те из них, которые дают результаты, хорошо совпадающие с экспериментальными данными, достаточно трудоемки и требуют при их применении большого искусства. Это, прежде всего, выражается в затратах компьютерных ресурсов и времени разработчиков (поскольку при моделировании явления должны быть выбраны адекватные расчетные схемы, в частности модели турбулентности). Более же простые схемы, в которых используется модель идеальной жидкости, дают неудовлетворительные результаты.

Поэтому предлагаемая в статье модель расчета обтекания тонкого профиля при больших углах атаки преследовала целью создание простой и эффек-

тивной методики расчета силового взаимодействия с потоком, которая могла бы успешно применяться на этапах предварительного проектирования летательных аппаратов и других конструкций, которые эксплуатируются на режимах отрывного обтекания при больших числах Рейнольдса порядка 10^6 . На практике это соответствует числу Рейнольдса, имеющему место при движении тела с характерным размером 1 м со скоростью 10–15 м/с.

В качестве теоретической основы моделирования данного процесса обтекания была привлечена теория исчезающей вязкости [1]. В рамках данной теории показано, что при обтекании тела потоком несжимаемой жидкости, при $Re \rightarrow \infty$, (рис. 1), уравнения движения вязкой жидкости переходят в уравнения идеальной жидкости, а вязкость среды следует учитывать только на подветренной стороне обтекаемого тела. При этом вся плоскость течения разбивается на область внешнего течения D_1 и область донного течения D_2 .

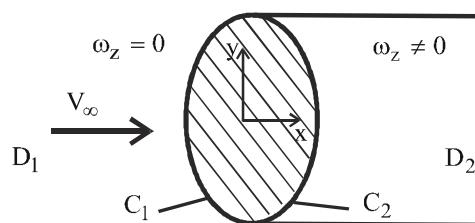


Рис. 1. Обтекание плоского контура жидкостью

В этой теории принимается, что:

$$\begin{cases} V_{n\Sigma} = 0, \text{ на } C_1, \\ V_x = 0, V_y = 0, \text{ на } C_2. \end{cases} \quad (1)$$

То есть на наветренной стороне C_1 выполняется условие непротекания, а на подветренной стороне C_2 возможно выполнение условия прилипания.

Это позволило сформулировать граничные условия отличные от общепринятых, которые впоследствии были применены для решения задач обтекания тонких профилей различной формы, таких как пластина, дуга окружности и уголок.

Постановка и решение задачи об обтекании тонкого профиля

Задача состоит в определении силового взаимодействия тонкого профиля с потоком несжимаемой жидкости со срывом потока с его концов. При условии, что параметры потока конечны во всем поле течения.

Задача решается с использованием метода особенностей и в предположениях:

1. Нестационарный поток заменен осредненным по времени стационарным.
2. Плотность жидкости есть величина постоянная.
3. Скорость набегающего потока постоянна и равна V_∞ .
4. Внешние силы отсутствуют.

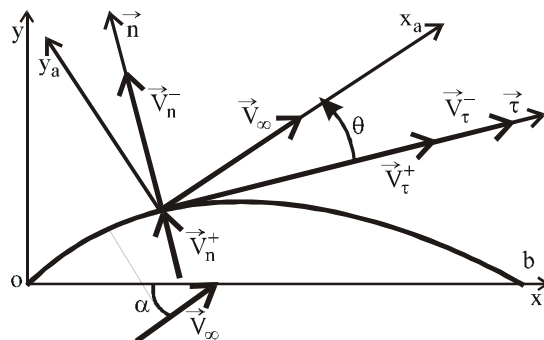


Рис. 2. К постановке задачи об отрывном обтекании тонкого профиля

Граничные условия, определяющие решение поставленной задачи, имеют вид:

$$\begin{cases} V_n^+ + V_\infty \sin \theta = 0, \\ V_{y_a}^- = 0, \\ V_{x_a}^- = V_\infty + \frac{\partial \varphi}{\partial x_a} - \alpha(y_a) = 0, \end{cases} \quad (2)$$

где знаки "+" и "-" обозначают, соответственно, наветренную и подветренную стороны профиля;

V_n^+ – нормальная составляющая скорости к поверхности профиля, индуцированная распре-

деленными по профилю особенностями;

$\vec{n}$ – нормаль к подветренной стороне профиля в точке удовлетворения граничного условия;

φ – потенциал возмущений – потенциал скорости, индуцируемой распределенными особенностями.

Первое и второе уравнения определяют закон распределения по профилю особенностей на этапе динамического моделирования, а третье определяет функцию $\alpha(y_a)$ и скорости "реального" потока в ближнем следе на этапе кинематического моделирования.

Эта система уравнений будет однозначно определена, если при решении задачи использовать два типа особенностей, один из которых "источник – сток" – q дает разрыв нормальной составляющей скорости по линии распределения, а другой "циркуляционная особенность" – γ дает разрыв касательной составляющей.

Задача решается методом граничных интегральных уравнений. При их численном решении принята следующая расчетная схема (рис. 3).

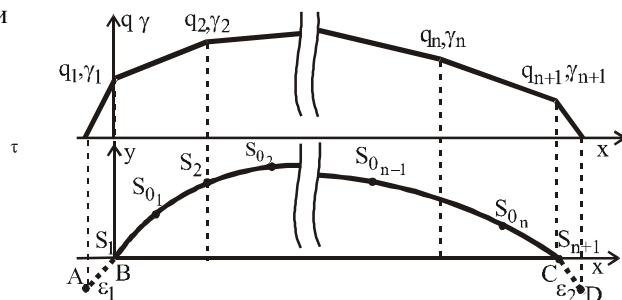


Рис. 3. Расчетная схема задачи

Система алгебраических уравнений, получающаяся при численной реализации, согласно принятой расчетной схеме имеет следующий вид:

$$\begin{cases} V_n^+ K(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \epsilon_1, \epsilon_2) + V_\infty \sin \theta = 0, \quad K = 1..n \\ V_{y_a}^- K(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \epsilon_1, \epsilon_2) = 0, \\ V_n^+ B(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \epsilon_1, \epsilon_2) + V_\infty \sin \theta = 0, \\ V_n^+ C(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \epsilon_1, \epsilon_2) + V_\infty \sin \theta = 0, \\ V_{y_a}^- B(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \epsilon_1, \epsilon_2) = 0, \\ V_{y_a}^- C(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \epsilon_1, \epsilon_2) = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Использование в расчетной схеме промежутков ϵ_1 и ϵ_2 , на которых граничные условия не выполняются, позволило записать замыкающие уравнения системы (3) в виде граничных условий в крайних точках профиля и обеспечить конечности скоростей на кромках, как это делалось, например, при расчете

безотрывного обтекания пластины в [2, 3].

После решения системы (3) и нахождения закона распределения особенностей по профилю вычисляется силовое взаимодействие профиля с потоком путем интегрирования давления по подветренной и наветренной стороне профиля.

С применением данной модели была решена задача отрывного обтекания пластины бесконечного размаха [4]. Полученные результаты по силовому взаимодействию с потоком показали хорошее совпадение с данными эксперимента в диапазоне углов атаки от 50° до 90° и удовлетворительное в диапазоне от 20° до 50° .

В качестве примеров применения данной модели для расчета обтекания тонких профилей, чья форма отличается от плоской пластины, были решены тестовые задачи обтекания тонкого профиля в виде дуги окружности и уголка, расположенных перпендикулярно набегающему потоку.

Расчет обтекания дуги окружности

Постановка задачи отрывного обтекания дуги окружности (рис. 4) аналогична общей постановке задачи об обтекании профиля произвольной формы.

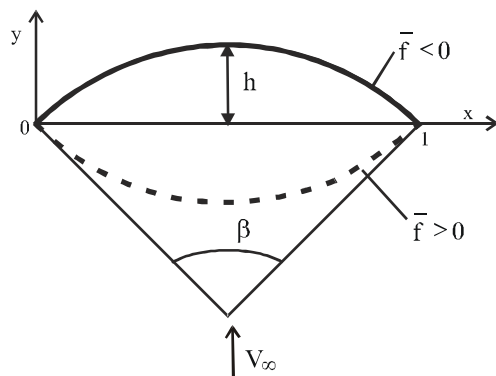


Рис. 4. Геометрические параметры дуги окружности

В результате решения задачи были получены значения коэффициента лобового сопротивления в широком диапазоне изменения относительной вогнутости данного профиля. Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Результаты расчетов показали качественное совпадение полученных теоретических данных с данными эксперимента, приведенными в работе [5]. Это проявилось в характере изменения величины коэффициента лобового сопротивления в зависимости от изменения вогнутости профиля. Так, в случае нулевой вогнутости, результаты расчета совпадают с коэффициентом лобового сопротивления пластины, а с увеличением абсолютной величины вогнутости в положительную и отрицательную стороны,

коэффициент лобового сопротивления имеет тенденцию к увеличению и уменьшению, соответственно.

Таблица 1

Результаты расчета силового взаимодействия дуги окружности с потоком

$\beta(^{\circ})$	0 (Пластина)	0,5	30	90	180 (Полукруг)
$ \bar{f} = \frac{1}{2} \operatorname{tg}\left(\frac{\beta}{4}\right)$		0,0011	0,065	0,207	0,5
$c_{x_a}(\bar{f} > 0)$	1,981	1,985	2,11	2,21	2,743 (2,3)*
$c_{x_a}(\bar{f} < 0)$	1,981	1,978	1,776	1,55	1,092 (1,2)*

* – экспериментальные значения коэффициентов.

Расчет обтекания уголка

Предлагаемая модель отрывного обтекания тонкого профиля в дальнейшем была применена для расчета еще одного частного случая отрывного обтекания уголка, расположенного перпендикулярно набегающему потоку. Возможность применения данной модели обтекания обусловлена тем, что точка торможения потока лежит на вершине уголка, при угле $\beta > 0$, что обеспечивает его безотрывное обтекание в данной области.

Геометрические параметры уголка, расчетные значения его аэродинамических характеристик и экспериментальные данные [5] приведены на рис. 5 (треугольниками обозначены результаты теоретических расчетов, выполненных с использованием предлагаемой в статье модели).

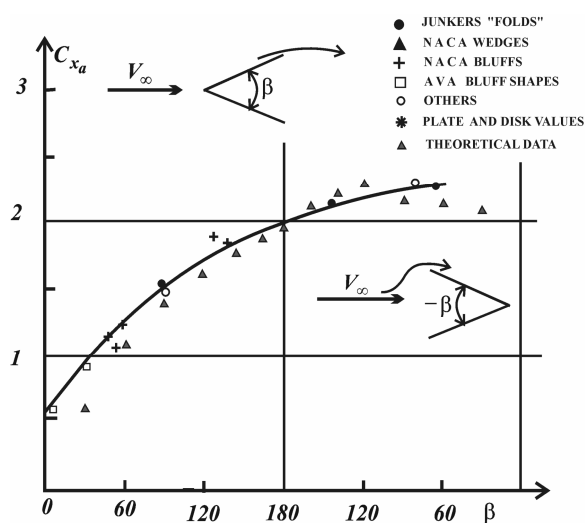


Рис. 5. Сравнение теоретических и экспериментальных данных, геометрические параметры уголка

Анализируя полученные результаты, необходимо отметить хорошее совпадение теоретических и экспериментальных данных в интервале изменений центрального угла уголка от -120 до 120 градусов и удовлетворительное совпадение в остальном диапазоне изменения углов β .

Заключение

Сравнение результатов численного моделирования отрывного обтекания тонких тел в виде дуги окружности и уголка с экспериментальными данными позволяет сделать вывод о возможности построения на базе предложенной, более общей модели отрывного обтекания целого ряда неудобообтекаемых тел конечного размаха.

Данная модель, в силу ее простоты и скорости получаемых результатов, может с успехом применяться на этапах предварительного проектирования летательных аппаратов с целью расчета их аэродинамических характеристик на участках полета, когда их можно рассматривать как неудобообтекаемые тела.

Литература

1. Кочин Н.Е. Теоретическая гидромеханика. Ч. 2 / Н.Е. Кочин, И.А. Кибель, Н.В. Розе. – М.: ГИИМФЛ, 1963. – 728 с.
2. Санжаревский Л.Г. Одно из обобщений теоремы Н.Е. Жуковского о подъемной силе тонкого профиля / Л.Г. Санжаревский, В.А. Захаренко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Темат. сб. научн. трудов. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т, 1999. – Вып. 16(3). – С. 64-68.
3. Захаренко В.А. Непрерывное обтекание тонкого профиля / В.А. Захаренко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць.* – Х.: Держ. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 1999. – Вип 14. – 207с. – С. 12-17.
4. Захаренко В.А. Отрывное обтекание плоской пластины бесконечного размаха при условии конечности скорости во всем поле течения / В.А. Захаренко // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 1 (9). – С. 45-48.
5. Hoerner F.S. Practical information on Aerodynamic and Hydrodynamic resistance / F.S. Hoerner // *Library on Congress Catalog card number 64-19666.* – 455 p.

Поступила в редакцию 1.02.2010

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

РОЗРАХУНОК ВІДРИВНОГО ОБТІКАННЯ НЕПЛОСКИХ ФОРМ ПРИ ВЕЛИКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

В.О. Захаренко

Запропонована модель розрахунку відривного обтікання тонкого профілю нескінченного розмаху потоком рідини при великих числах Рейнольдса. Задача вирішувалась з використанням теорії зникаючої в'язкості. В статті наведений приклад розрахунку деяких неплоских форм, таких як дуга кола і куточок, розташованих перпендикулярно набігаючому потоку. Виконано порівняння отриманих теоретичних даних з даними експерименту, яке показало їх хороший кількісний і якісний збіг в широкому діапазоні досліджуваних форм.

Ключові слова: теорія зникаючої в'язкості, тонкий профіль, відривне обтікання, метод особливостей, великі числа Рейнольдса, силова взаємодія, дуга кола, куток.

THE CALCULATION OF SEPARATED FLOW AROUND SOME TYPES OF NONPLANAR SHAPES AT LARGE REYNOLDS NUMBERS

V.A. Zaharenko

The model of separated flow around thin infinity spanwise airfoil is shown in the article. The problem solved using the theory of disappear viscosity. In article the examples of calculation of some no planar shapes such as arc of a circle and angle are shown. The comparison of obtained theoretical and experimental data is shown good coinciding in wide range of investigated shape parameters.

Key words: theory of disappear viscosity, thin airfoil, separated flow, method of singularities, large Reynolds numbers, force interaction, of a circle, angle.

Захаренко Владимир Александрович – ассистент кафедры аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33

В.Ю. СИЛЕВИЧ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И РЕСУРСА ПУВРД С МЕХАНИЧЕСКИМ КЛАПАНОМ**

Предложен системный подход к выбору конструкционных материалов для изготовления основных элементов конструкции пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, исходя из требований к ресурсу. Проведено исследование материалов на предмет их пригодности для изготовления деталей двигателя. Выявлены условия совместимости в паре «клапан-решётка» на основе сопоставления механических свойств материалов. Обоснован выбор сортамента сталей, пригодных для изготовления камеры двигателя. Рассмотрены варианты применения низколегированных сталей для изготовления камеры сгорания малоресурсных моторов.

Ключевые слова: пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, ресурс, механический клапан, коэффициент ударной вязкости, прочность, окалинообразование, выносливость, коррозионная стойкость.

Введение

Возрождение интереса к пульсирующим воздушно-реактивным двигателям (ПуВРД) [1] обусловлено развитием класса скоростных малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БЛА), в типоразмере которых проблема создания вполне удовлетворительной двигательной установки (ДУ) прямой реакции, позволяющей уверенно преодолевать ветровой снос, не получила разрешения [2]. Привлекательность ДУ с ПуВРД объясняется главным образом простотой конструкции и преимуществом в массовом совершенстве перед иными известными аналогами в классе БЛА с относительно коротким полетным циклом [3]. Наиболее существенным недостатком всех известных типов ПуВРД является невысокий уровень термодинамического совершенства, который менее заметно проявляется в подклассе двигателей с входным автоматическим механическим клапаном (МК) по сравнению с бесклапанными. В то же время, живучесть узла клапана является главным фактором, определяющим надежность и ресурс ПуВРД с МК. Помимо этого, от подбора материалов клапанного узла, толщины и формы клапанов, технологии и качества изготовления и их регулировки зависит тяга двигателя, а также устойчивость рабочего процесса. В качестве второго по критической значимости элемента конструкции ПуВРД, следует выделить камеру вследствие высокой тепловой напряженности в сочетании с циклическими нагрузками (рис. 1).

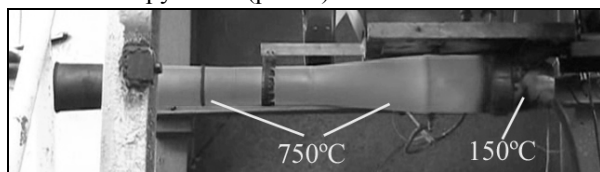


Рис. 1. Температурные зоны двигателя

Указанная проблематика рассматривается далее на примере ПуВРД в классе тяг 60..100 Н с лепестковым клапаном (рис. 2).

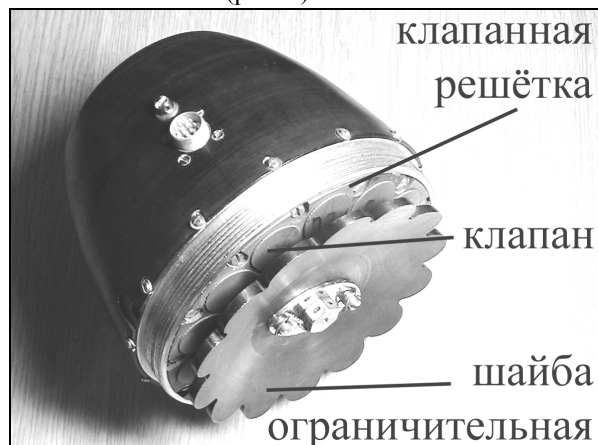


Рис. 2. Узел клапана ПуВРД малой тяги

Постановка задачи

Ресурс двигателя определяется временем до накопления критического множества разрушений элементов конструкции. В связи с этим разрушения, определяющие износ ПуВРД, можно разделить на два типа: критические и некритические. Под некритическими стоит понимать такие разрушения, при которых двигатель работает без снижения основных удельных показателей. Это могут быть сколы на лепестках клапана, не выходящие за зону перекрытия решётки (рис. 3), образование небольших трещин на камере, через которые не проникают продукты сгорания. Тем не менее, такого рода разрушения при наличии концентраторов напряжений инициируют потерю работоспособности соответствующих элементов конструкции.

Критическим разрушением является образование прогаров в стенке камеры, образование трещин, через которые проходят продукты сгорания, потеря лепестка клапана (рис. 4). Практика показывает, что при образовании скола лепестка до половины площади перекрытия, двигатель может продолжать работу, но при этом существенно снижается удельная тяга и также будет затруднён последующий запуск двигателя.

Из вышесказанного следует вывод, что для невозвращаемого и многоразового летательного аппарата понятие «ресурс» имеет различные значения. Для первого в ресурс входит время до критического разрушения элемента конструкции, для второго – до некритического, но не совместимого с установленным уровнем надежности для дальнейшей эксплуатации.

Выбор материала из доступного сортамента материалов весьма ограничен и решающим образом определяет ресурс либо осуществимость конструкции ПуВРД вообще. Автоматические клапаны ПуВРД изготавливаются из углеродистых сталей У7, У8, У9, У10, легированных холоднокатаных и титановых сплавов [5]. Указанный сортмент материалов наиболее адекватен условиями циклических нагрузок с частотой 150...210 Гц [6], сопровождающихся возникновением у корня лепестка значительных изгибных моментов, а на кромках – сильных ударов о клапанную решётку в момент закрытия.

Выбор материала автоматического клапана неразрывно связан с выбором материала клапанной решётки, потому как преимущество в каких либо механических свойствах одного из компонентов узла запираения может привести к быстрому выходу из строя другого. А поскольку ресурс определяется живучестью системы в целом, то анализ будет проводиться для пары «материал клапана – материал решётки».

Определяющими факторами при выборе материалов пары являются:

- предел прочности;
- рабочая температура клапана и решётки;
- ударная вязкость материалов;
- длительная прочность;
- выносливость.

В процессе доводки двигателя было установлено, что клапан из титанового сплава ОТ 4-1 работает при температуре не выше 249 °С. При нагреве титанового сплава свыше указанной температуры в воздушной среде происходит образование оксидной плёнки, сопровождающееся появлением цветов побежалости [7]. При этом также как и стенки камеры двигателя, до красного свечения нагревается ограничительная шайба клапана (рис. 2), при этом её температура достигает 750 °С [8]. Благодаря этому в

точке контакта на клапане возникает зональное покрытие материала оксидной плёнкой, влекущее за собой охрупчивание клапана.

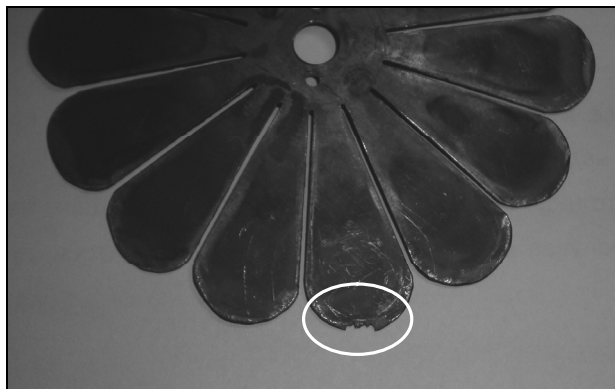


Рис. 3. Некритическое разрушение лепестка клапана

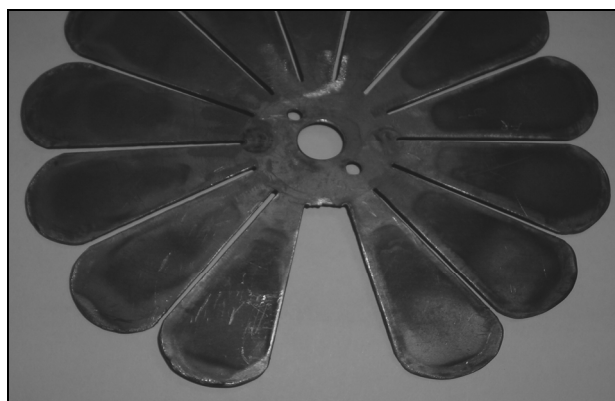


Рис. 4. Критическое разрушение клапана – потеря лепестка

1. Анализ сортамента материалов клапана

1.1. Стали

Стали марки У7, У8, У9 являются углеродистыми инструментальными нелегированными (ГОСТ 1435-90). Содержание легирующих элементов таково: хрома – не более 0,2%, никеля – 0,25% и меди – 0,25%. Стали этой группы обладают временным сопротивлением $\sigma_B=650$ Н/мм² [9]. Область применения распространяется на инструмент, работающий в условиях, не вызывающих разогрева рабочей кромки. Данная категория сталей не склонна к отпуску. Отличается низкой коррозионной стойкостью даже при небольшом нагреве и поэтому не пригодна для работы при температурах выше 100 °С [10].

Пружинная сталь 65Г является качественной углеродистой с повышенным содержанием марганца. Температура закалки 790-830 °С, отпуска 200–500 °С. Относится к той же группе прочности, что и стали У7, У8. Применяется в деталях, работающих

без ударных нагрузок. Как и инструментальные стали, сталь марки 65Г не является теплостойкой и не пригодна для использования в качестве материала автоматического клапана ПуВРД.

Из числа пружинных марок можно выделить железоникельхромовые стали 36НХТЮ, 36НХТЮ5М и 36НХТЮ8М (отличающиеся лишь режимом термической обработки с разбросом механических свойств в пределах 10%), которые являются коррозионно- и теплостойкими, выдерживают температуры 250–350 °С, а также сталь 50ХФА, с рабочей температурой до 300 °С. Эти материалы применяются в основном для изготовления элементов конструкций сложной формы методом холодной пластической деформации с большим обжатием и глубокой сложной вытяжкой. Возможно применение аустенитных коррозионно-стойких жаропрочных сталей 08Х18Н10Т и 12Х18Н9Т, сохраняющих упругие свойства до 450–500 °С [10]. Также для упругих элементов, у которых должна быть наиболее высокая коррозионная и тепловая стойкость, применяют сплавы на никельхромовой основе, например 70НХМБЮ, его можно использовать до температуры 500–550 °С [10]. Однако следует учитывать, что для вышеуказанных материалов необходимо, чтобы материал решётки обладал высокой ударной вязкостью.

1.2. Титановые сплавы

С позиций поставленной задачи исследований титановые сплавы представляют интерес, прежде всего, ввиду их превосходной коррозионной стойкости в различных условиях. Как и в случае нержавеющей стали или алюминия, эту особенность титана можно объяснить образованием на его поверхности пассивирующей окисной пленки, благодаря чему титан устойчив к воздействию большинства окислительных сред. Окисная пленка обладает защитными свойствами только при умеренном нагреве, поскольку при температурах до 249 °С титан окисляется очень медленно, но при дальнейшем повышении температуры скорость его окисления возрастает [7]. Ограничения в отношении продолжительности и степени нагревания титана в воздушной среде играют большую роль в тех случаях, когда металл подвергается термической обработке или обработке давлением. Использованию титана в качестве жаропрочного материала препятствует, прежде всего, ухудшение его механических свойств при повышенных температурах.

Наиболее целесообразно [5] использовать в качестве основного материала клапана сплавы на основе титана. Материал ОТ 4-1 принадлежит к группе титановых сплавов невысокой прочности и по-

вышенной пластичности. Материал ОТ 4-1 относится к псевдо α сплавам. Обладает высокой термической стабильностью и не охрупчивается при температурах до 300 °С [14].

Из титановых сплавов только сплавы ВТ9, ВТ14, ВТ16 и ОТ4 имеют показатель коэффициента ударной вязкости (КУВ) того же порядка, что и сплав ОТ4-1 (рис. 4).

Из всех титановых сплавов только ВТ1-00 и ОТ4-1 обладают наименьшим содержанием водорода. Известно [7], что водород является особо вредной примесью, поскольку при его наличии в α -сплаве по границам зёрен выделяются тонкие хрупкие пластины гидридной фазы, вызывая значительную хрупкость.

Сплав ВТ1-00 обладает наименьшей из перечисленных материалов предельной прочностью, а также низкой рекомендуемой температурой использования [14].

2. Клапанная решётка

Клапанная решётка ПуВРД не подвергается высоким температурным нагрузкам, так как штатное протекание рабочего процесса циклически сопровождается охлаждением топливовоздушной смесью (ТВС) и не связано с протеканием сквозь неё высокотемпературных продуктов сгорания. Такая параметризация рабочего процесса позволяет использовать в качестве конструкционного материала решетки дюралюминиевые сплавы.

Из алюминиевых сплавов следует отметить Д16, Д19 и ВД17, относящиеся к жаропрочным сплавам первой группы, а также Д20 и Д21, относящихся ко второй группе, с рабочей температурой до 300 °С.

Сплав алюминия Д16 применяется в различных деталях конструкций, длительно работающих до температуры 80 °С и ограниченное время – при температуре 150 °С.

Элементы конструкции, выполненные из дюралюминиевых сплавов, предназначенные для использования при температурах 150 °С и выше, должны подвергаться искусственному старению, приводящему к более стабильному структурному состоянию, чем естественное старение.

Сплавы Д16, Д19, ВД17 и В95 относятся к высокопрочным алюминиевым сплавам ($\sigma_B > 450$ МПа), а Д20 и Д21 к сплавам средней прочности.

Зависимость механических свойств полуфабрикатов из дюралюмина от направления вырезки образцов обусловлена особенностями внутреннего строения материалов. Анизотропия характеристик вязкости обусловлена анизотропией пластических и прочностных свойств материала. Согласно [13], вяз-

кость разрушения на образцах вырезанных вдоль, поперёк и по высоте полос из сплава Д16Т и Д16Т1, оцениваемая по отношению максимального значения к минимальному, существенно выше, чем анизотропия характеристик прочности σ_B и $\sigma_{0,2}$. Установлено, что отношение максимальной ударной вязкости к минимальной в сплавах Д16Т и В95Т в зависимости от направления волокон в образцах может изменяться втрое.

В действующем образце ПуВРД в качестве со-

пряженной пары материалов узла запираания используются ОТ4-1 и Д16Т. Разница между ударной вязкостью указанных материалов составляет $0,3 \text{ МДж/м}^2$ с сохранением кратковременной прочности при напряжениях до 50 МПа. Время работы клапана при таких материалах – до 30 минут, решётки – 1,5ч.

Сопоставление основных механических свойств материалов решётки и клапана приведены на рис. 5 – 7.

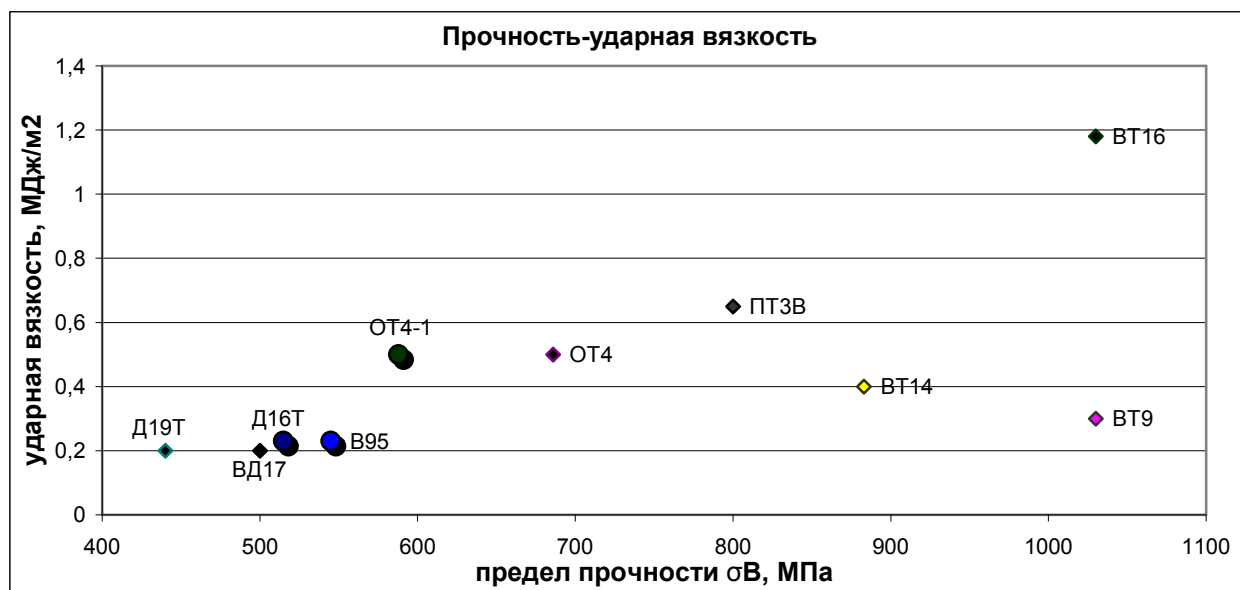


Рис. 5. Зависимость ударной вязкости от предела прочности для материала клапана и решётки

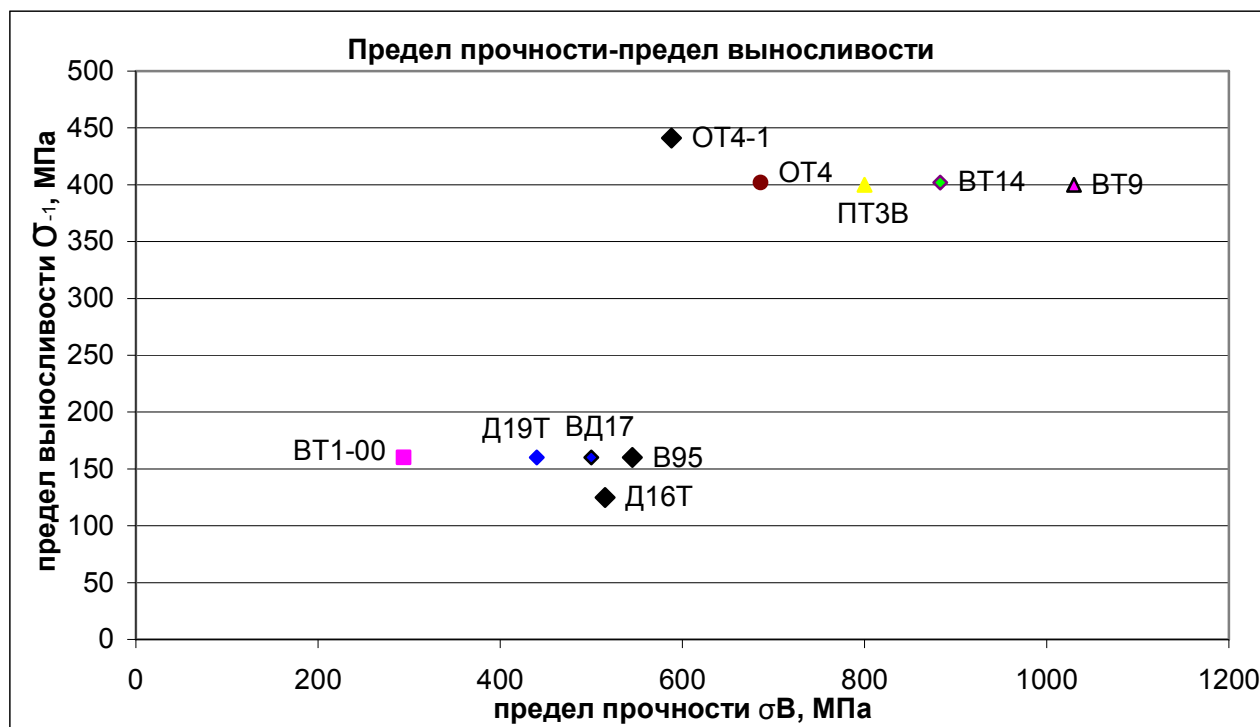


Рис. 6. Зависимость предела выносливости от предела прочности

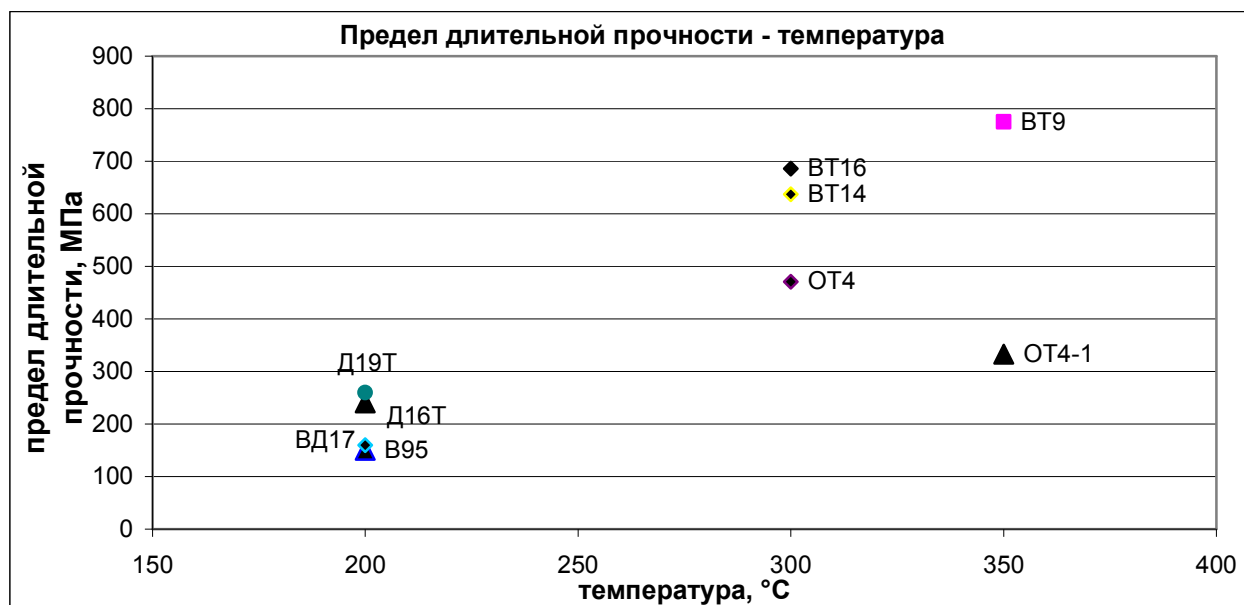


Рис. 7. Зависимость предела длительной прочности от температуры (для алюминиевых сплавов длительность испытаний 10 ч., титановых – 100 ч., сплав OT-4 – 10000 ч., ВД-17 – 1000 ч.)

3. Камера сгорания

Камера ПуВРД работает в высоконагруженном тепловом и силовом режимах. По цветам каления и соответствующим им температурам установлено, что температура стенки камеры, при выходе двигателя на рабочий режим, не ниже 750 °C [7].

Основными факторами, влияющими на выбор материала камеры сгорания ПуВРД, являются:

- значение предела прочности при повышенных температурах;
- предел длительной прочности;
- коэффициент ударной вязкости;

– стойкость к окислению в среде воздуха и продуктов сгорания.

Надёжность работы металла при высоких температурах для некоторого временного интервала оценивается в основном пределом длительной прочности, запасом пластичности, коэффициентом ударной вязкости, а также коррозионной стойкостью (рис. 8 – 10). Зависимость коррозионной стойкости сталей от температуры испытания в среде спокойного воздуха показана на рис. 10, где левый конец отрезка соответствует показателю скорости коррозии (мм/год) для заданной температуры, а правый – температуре начала интенсивного окисления.

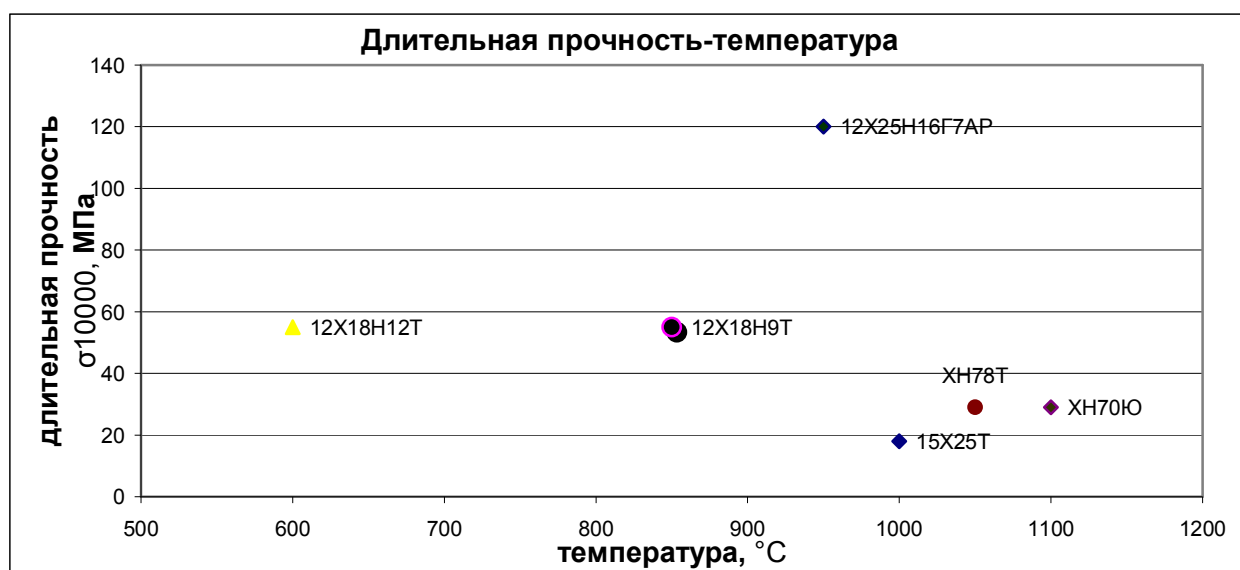


Рис. 8. Зависимость длительной прочности от температуры материала камеры сгорания

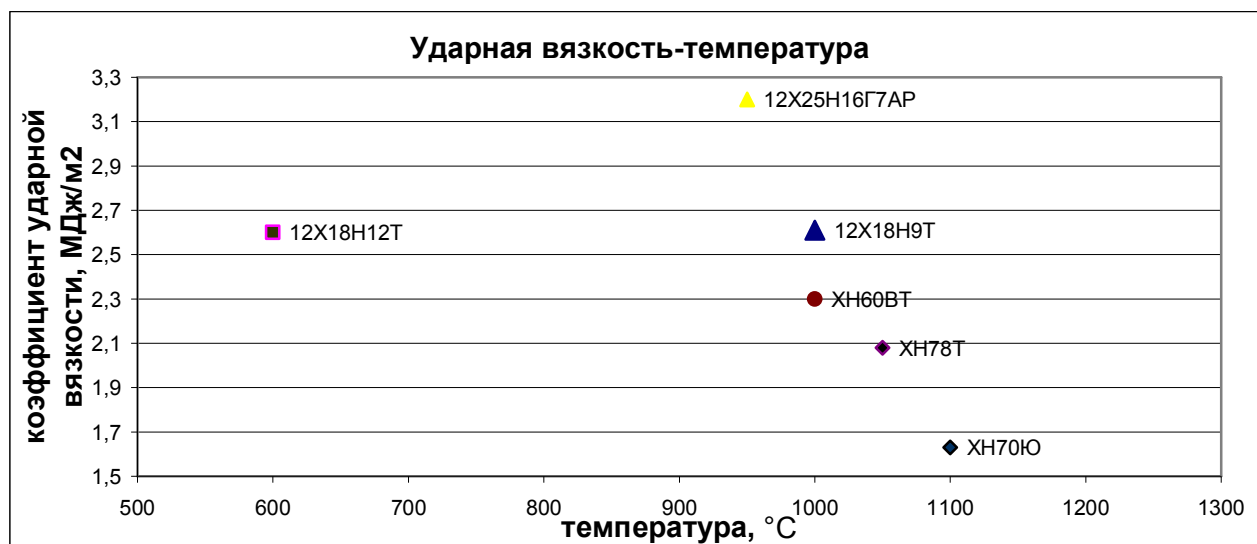


Рис. 9. Зависимость КУВ от температуры

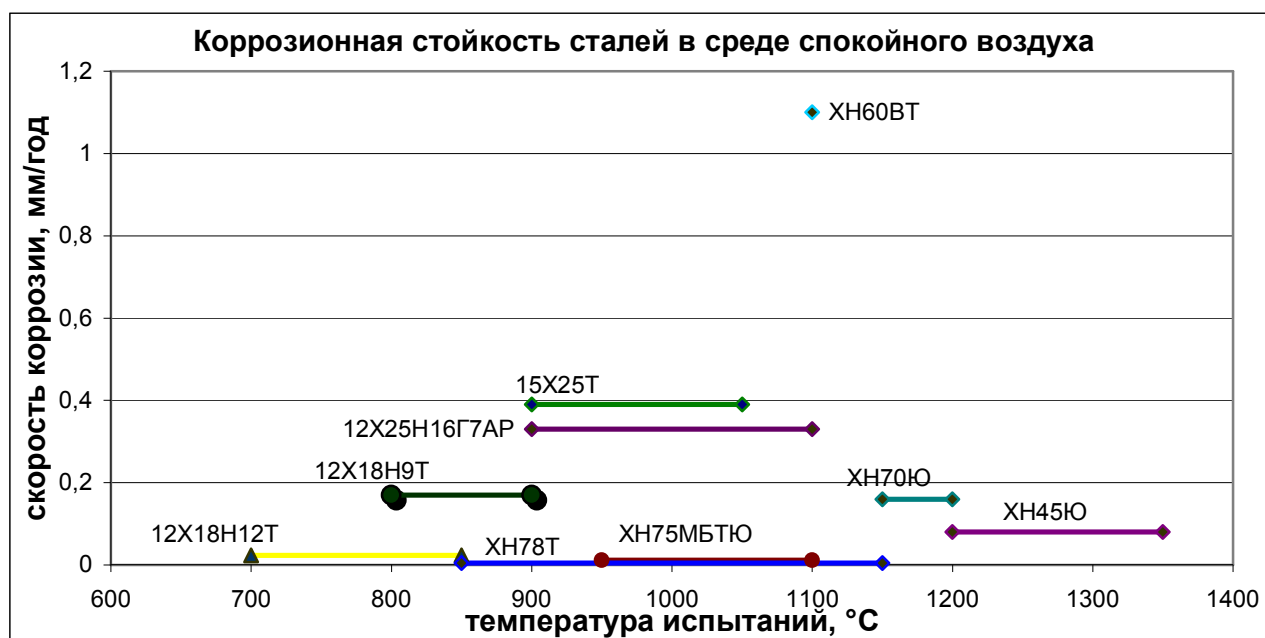


Рис. 10. Зависимость коррозионной стойкости от температуры в среде спокойного воздуха:
 Левый конец отрезка – показатель скорости коррозии (мм/год) для заданной температуры,
 правый конец – температура начала интенсивного окисления

Величина длительной прочности должна учитываться при выборе материала, поскольку разрушение материала камеры сгорания имеет место при продолжительных испытаниях двигателя (рис. 11). Стойкость поверхностных слоёв металлических сплавов при высоких температурах в коррозионно-активных средах также является одним из ключевых факторов выбора конструкционных материалов. Под способностью материалов сопротивляться газовой коррозии при высоких температурах в данном контексте следует понимать свойство жаростойкости.



Рис. 11. Разрушение камеры сгорания в результате суммарной наработки 60 минут в условиях горячих стендовых испытаний



Рис. 12. Окалина на стенках камеры сгорания ПуВРД

При работе ПуВРД материал стенки камеры взаимодействует с атмосферным кислородом и продуктами сгорания (рис. 12). При этом на всей поверхности металла образуется оксидная плёнка, от структуры, состава и свойств которой зависит скорость процесса коррозии. На рис. 13 видны вылетающие из двигателя искры – отделившаяся от стенок двигателя внутри камеры сгорания окалина.



Рис. 13. Регистрация траекторий светящихся частиц окарины при стендовых испытаниях двигателя

На высокотемпературных режимах работы целесообразно использовать жаропрочные стали с содержанием хрома не ниже 14%, которые обладают жаростойкостью не ниже 650 °С. Недостатком высокохромистых сталей является склонность к росту ферритного зерна, что ведёт к охрупчиванию материала при длительном нагреве, что в случае высоких вибрационных нагрузок не допустимо. Для предотвращения вышеуказанного эффекта сталь дополнительно легируют титаном, содержание которого не превышает 1% [11].

Легирование никелем улучшает технологические и прочностные свойства аустенитных сталей, но приводит к значительному удорожанию их. Данное условие также является критичным при выборе конструкционных материалов для коротко-ресурсных объектов проектирования. Никель также обладает более высокой жаростойкостью в окислительных средах, чем железо, так как единственный его оксид NiO менее дефектный, чем FeO.

На основе проведенного анализа, из большого числа высоколегированных сталей был выбран ряд материалов, способных работать при высоких температурах в нагруженном состоянии.

Сталь марки 08X18H10T по структуре, технологическим свойствам, а также служебным и физическим характеристикам близка сталям 12X18H9T и 12X18H10T. От указанных марок она отличается несколько лучшей стойкостью сварных соединений к ножевой и межкристаллитной коррозии [12].

Сталь 12X18H12T обладает повышенной структурной стабильностью по сравнению со сталью 12X18H9T.

Заключение

1. Сопоставительный анализ и натурные исследования свойств пар материалов указывают на практическую непригодность использования углеродистых и обычных пружинных сталей в качестве материала клапана ПуВРД.

2. В классе легированных сталей можно выделить ряд марок, физические характеристики которых позволяют использовать их в качестве материала автоматического клапана. В данную группу входят некоторые низколегированные стали (36НХТЮ), сталь специального назначения 50ХФА, а также некоторые жаростойкие стали (08X18H9T). Однако в случае их использования необходим подбор парного материала клапанной решётки. Алюминиевые сплавы здесь не пригодны, поскольку у дюралюминов коэффициент ударной вязкости существенно меньше – до 0,3 МДж/м² по сравнению с не менее 0,7 МДж/м² у сталей. Что касается использования жаростойких сталей, то здесь следует принимать во внимание низкий модуль упругости большинства из них.

3. Материалы на основе титана более пригодны для изготовления автоматического клапана, поскольку, обладая той же предельной прочностью, имеют коэффициент ударной вязкости, близкий к алюминиевым сплавам. Из рассмотренных титановых сплавов можно выделить ОТ4-1 и ОТ4, имеющие наиболее высокий предел выносливости, но наименьший предел длительной и кратковременной прочности. Остальные из числа рассмотренных титановых сплавов имеют КУВ не ниже 0,7 МДж/м² (подобно сталям). Свойственный температурный диапазон данных материалов перекрывает пределы температурного режима механического клапана. Материал ВТ1-00, имея большую ударную вязкость, обладает самыми низкими показателями длительной и кратковременной прочности и выносливости.

4. В качестве материала клапанной решётки целесообразно применять дюралюминиевые сплавы.

Выбор обусловлен лёгкостью материала (к примеру, такая же решётка из стали имела бы массу на 150 граммов выше; масса решётки из дюралюмина составляет 90 г), сопоставимой с титановыми сплавами ударной вязкостью и практически одинаковой длительной и кратковременной прочностью. Ещё одним преимуществом, которым обладают сплавы алюминия перед другими сплавами, является лёгкость обработки, что играет существенную роль при изготовлении детали сложной формы. Дюралюминий марки Д16Т отвечает всем требованиям, предъявляемым к материалу клапанной решётки. В качестве единственного недостатка можно указать невысокую жаропрочность материала, которая требуется при серии последовательных пусков-остановов двигателя, когда в момент выключения происходит сильный нагрев решётки от элементов конструкции, но при этом не обеспечивается надлежащий теплоотвод. В таком случае возможно применение жаропрочных алюминиевых сплавов второй группы Д20 и Д21, у которых рабочая температура достигает 300 °С (тогда как у Д16 – 150 °С).

5. Для материала камеры сгорания подходят практически все рассмотренные марки сталей (исключение могут составлять лишь сталь 15Х25Т, имеющая низкий предел длительной прочности, ХН60ВТ, обладающая низкой коррозионной стойкостью при высоких температурах и ХН70Ю – имеющая низкий КУВ при высоких температурах). Стали с содержанием хрома 18%, с их механическими свойствами и температурными режимами вполне допустимо использовать в качестве материала камеры сгорания ПуВРД. Также стоит обратить внимание на сталь 12Х25Н16Г7АР, которая по некоторым свойствам заметно превосходит прочие рассмотренные марки.

6. В целях удешевления короткоресурсных конструкций практически освоено использование обыкновенной легированной стали марки 09Х16Н4Б в качестве материала камеры сгорания. При этом заметно снижается ресурс двигателя. После первых пяти минут работы наблюдается деформация камеры, происходит сплющивание в направлении, перпендикулярном оси двигателя. Изменяется геометрия проточной части двигателя, появляются трещины, распространяющиеся от сварных швов, происходит сильное окалинообразование, заметно уменьшается толщина стенки камеры (в сравнении с жаростойкими материалами) за сравнительно короткое время работы. Однако, после наработки 20-ти минутного ресурса двигатель стабильно запускается и выходит на рабочий режим. Такой подход допускается, например, при проектировании ПуВРД для невозвращаемых беспилотных аппаратов, ресурс которых не превышает 30 минут.

7. Для контровки стяжного болта внутри камеры сгорания целесообразно использование никромовой проволоки, поскольку стальная не выдерживает больших температур в сочетании с интенсивными вибрационными нагрузками.

Литература

1. Live forum of all type pulse-jets [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.pulse-jets.com>.
2. Облик двигательных установок перспективных малоразмерных БЛА / А.В. Амброжевич, К.В. Беляков, А.С. Карташев, А.Н. Коровой, С.Н. Ларьков, А.Г. Сахно, В.Л. Симбирский, А.А. Цирюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – Вып. 6(41). – С. 36-39.
3. Ларьков С.Н. Формирование облика воздушно-реактивных двигателей малоразмерных летательных аппаратов на основе комплексного моделирования: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.05; (Рукопись) / Ларьков Сергей Николаевич. – Х., 2005. – 159 с.
4. Бородин В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов / В. Бородин. – Х.: Изд-во ДОСААФ, 1974. – 104 с.
5. Амброжевич А.В. Исследование взаимосвязи между частотными характеристиками и ресурсом клапана ПуВРД / А.В. Амброжевич, И.П. Бойчук, В.Ю. Силевич // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – №. 1(58). – С. 76-79.
6. Бойчук И.П. Сравнение механических моделей колебания лепесткового клапана / И.П. Бойчук, С.Н. Ларьков, В.Ю. Силевич // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. научн. статей Нац. аерокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2009. – Вып. 3(59). – С. 26-32.
7. Окисление титана [Электронный ресурс] // *Справочник металлов*. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.optimumrus.ru/titan/okislenie-titana.html>.
8. Макиенко Н.И. Слесарное дело с основами материаловедения / Н.И. Макиенко. – М.: Высш. школа, 1997. – 464 с.
9. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя / В.И. Анурьев; под ред. И.Н. Жестковой. – 8-е изд. – М.: Машиностроение, 2001. – 920 с.
10. Конструкционные материалы: справ. / Б.Н. Арзамасов, В.А. Брострем, Н.А. Буше и др.; под общ. ред. Б.Н. Арзамасова. – М.: Машиностроение, 1990. – 688 с.
11. Ульянин Е.А. Коррозионностойкие стали и сплавы: справ. / Е.А. Ульянин. – М.: Металлургия, 1980. – 208 с.

12. Масленков С.Б. Стали и сплавы для высоких температур: справ. / С.Б. Масленков, Е.А. Масленкова. – М.: Металлургия, 1991. – 383 с.

13. Кудряшов В.Г. Вязкость разрушения алюминиевых сплавов / В.Г. Кудряшов, В.И. Смоленцев. – М.: Металлургия, 1976. – 296 с.

14. Применение титана в народном хозяйстве / С.Г. Глазунов, С.Ф. Важенин, Г.Д. Зюков-Богатырев и др.; – К.: Техника, 1975. – 200 с.

Поступила в редакцию 14.01.2010

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

МАТЕРІАЛОЗНАВЧІ АСПЕКТИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ ТА РЕСУРСА ПУПРД З МЕХАНІЧНИМ КЛАПАНОМ

В.Ю. Сілевич

Запропоновано системний підхід до вибору конструкційних матеріалів для виготовлення головних елементів конструкції пульсуючих повітряно-реактивних двигунів виходячи з вимог по ресурсу. Проведено дослідження матеріалів щодо їх придатності для виготовлення деталей двигуна. Виявлено умови сумісності в парі «клапан-решітка», на основі зіставлення механічних властивостей матеріалів. Обґрунтовано вибір сортаменту сталей, придатних для виготовлення камери двигуна. Розглянуто варіанти застосування низьколегованих сталей для виготовлення камери згоряння малоресурсних двигунів.

Ключові слова: пульсуючий повітряно-реактивний двигун, рушійна установка, ресурс, механічний клапан, коефіцієнт ударної в'язкості, міцність, окалиноутворення, витривалість, корозійна стійкість.

MATERIAL AUTHORITY ASPECTS OF MAINTENANCE OF RELIABILITY AND RESOURCE IN PULSE-JET WITH MECHANICAL VALVE

V.Y. Silevich

The resource of the air pulse-jet engine is determined by resistance to destruction of basic elements of a design, to which concern: the mechanical valve, valve's lattice and combustion chamber. The research of materials intended for manufacturing of details of the engine is spent in the given article. The analysis of materials of the valve and valve lattice is executed, and also the comparison of mechanical properties in pair "valve - lattice" is made; the series of metals, suitable for manufacturing the chamber of the engine is selected. The variants of application low-alloyed steel for manufacturing the short-life motors combustion chamber are considered.

Key words: air pulse-jet engine, propulsion system, rupture life, mechanical valve, coefficient of impact elasticity, strength, scaling, endurance, corrosion stability.

Сілевич Владимир Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bob4ik84@mail.ru.

УДК 621.43.056

В.Е. КОСТЮК¹, Е.И. КИРИЛАШ¹, В.Н. ГУСЕВ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*² *ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

ОПТИМАЛЬНОЕ РАЗМЕЛЬЧЕНИЕ СЕТКИ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТОВ РАСХОДА И ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ СМЕСИТЕЛЬНЫХ ОТВЕРСТИЙ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ

Исследовано влияние топологии и разрешения расчетных сеток на точность численных оценок коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления смесительных отверстий жаровой трубы камер сгорания газотурбинных двигателей на основе решения тестовой задачи о течении в трубе с диафрагмой. Для численного моделирования отрывного течения использованы осредненные по Рейнольдсу стационарные уравнения Навье – Стокса несжимаемой жидкости, замыкаемые моделью турбулентности Ши. Выработаны методические приемы достижения максимальной точности численных оценок указанных параметров.

Ключевые слова: жаровая труба, смесительные отверстия, коэффициент расхода, гидравлическое сопротивление, численное моделирование, параметры расчетной сетки, анализ точности.

Введение

Показатели качества работы камеры сгорания ГТД (КС) во многом определяются ее гидродинамикой. Важным вопросом проектирования КС является определение количества, размеров, формы и расположения отверстий жаровой трубы (ЖТ), обеспечивающих внутри нее такое распределение потоков воздуха, чтобы были надежное зажигание, эффективное и устойчивое горение, требуемое охлаждение стенок и необходимое поле температуры газа перед турбиной, при приемлемом гидравлическом сопротивлении. Традиционно этот вопрос предварительно решается одномерным гидравлическим расчетом «холодной» КС и окончательно – ее экспериментальной доводкой. В настоящее время, благодаря развитию методов вычислительной аэрогидродинамики (CFD), появилась возможность решения подобных задач трехмерным математическим моделированием всей совокупности процессов в КС: течения, горения, сложного теплообмена, диффузии, турбулентного перемешивания топливовоздушных и газовых потоков. Повышение точности таких расчетов – актуальная научная задача, имеющая большое практическое значение.

Коэффициенты расхода отверстий ЖТ относятся к числу доминантных факторов, влияющих на распределение воздуха внутри нее [1], а их гидравлическое сопротивление определяет термодинамическую эффективность двигателя [2]. Поэтому важно обеспечить максимальную точность их численных оценок. Теоретически, наряду с совершенство-

ванием физико-математических моделей процессов и численных процедур решения управляющих уравнений, этого можно достичь согласованием размеров, формы и расположения ячеек расчетной сетки с направлением течения и градиентами независимых переменных. На практике последнее условие возможно выполнить лишь частично, поскольку структура течения заранее точно неизвестна, а общее количество ячеек ограничено располагаемыми вычислительными ресурсами.

Опубликованные результаты систематического исследования влияния параметров сетки на точность численных оценок коэффициентов расхода отверстий ЖТ и гидравлического сопротивления перетеканию потока через них отсутствуют. Однако важность такого исследования очевидна.

Типичная область пространства, в которой отыскивается численное решение задачи о трехмерном турбулентном течении в реальной КС, геометрически сложна, многосвязна и разномасштабна. Последнее свойство можно количественно оценить отношением максимального характерного размера расчетной области (например, длины КС) к минимальному характерному размеру ее элемента (например, диаметру наименьшего отверстия ЖТ), которое, как правило, измеряется сотнями. Общее количество отверстий ЖТ, приходящихся даже на одnogорелочный сектор КС, также исчисляется сотнями. Отмеченные особенности, наряду с ограниченными возможностями современных сеточных генераторов, вынуждают искать компромисс между точностью численной модели, вычислительными ре-

сурсами и трудозатратами на построение расчетной сетки. В результате задача построения сетки, обеспечивающей максимальную точность численных оценок коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления отверстий ЖТ при наличии ограничений на вычислительные и трудовые ресурсы, не является тривиальной.

В работе Р.И. Ганиева и др. [3] доказана возможность двумерного численного расчета коэффициента расхода μ отверстия в тонкой стенке ($\bar{\ell} = \ell/D_0 = 0,02$, где D_0 – диаметр отверстия; ℓ – толщина стенки) с относительной погрешностью $|\delta_\mu| < 0,75\%$ с помощью CFD-кода Fluent 6.2. Для этого, по мнению авторов, при построении сетки необходимо обеспечить выполнение условия $\tilde{y}^+ \leq 0,025$ на цилиндрической поверхности отверстия в стенке, что соответствует относительному поперечному размеру граничной ячейки $h_{y1}/D_0 < 10^{-6}$ или $h_{y1}/\ell < 5 \cdot 10^{-5}$. Величина $\tilde{y}^+$ представляет собой усредненное по длине значение параметра $y^+ = yu^+/\nu$, где y – расстояние от стенки до центра граничной ячейки; $u^+ = \sqrt{\tau_w/\rho}$ – динамическая скорость, τ_w – напряжение трения на стенке; ν , ρ – кинематическая вязкость и плотность соответственно.

Выполнение указанного условия означает, что при решении задачи в двумерной осесимметричной постановке на неструктурированной сетке с треугольными ячейками на цилиндрической поверхности отверстия в стенке их нужно уложить не менее 20 тыс. шт. Использование сетки, составленной из прямоугольников с отношением длин сторон у стенки 1:10, позволяет уменьшить количество ячеек на порядок, то есть до 2 тыс. шт. на цилиндрической поверхности отверстия. Учитывая, что общее количество отверстий ЖТ, приходящихся на одnogорелочный сектор КС, исчисляется сотнями, а количество смесительных отверстий – десятками, обеспечить такое разрешение трехмерной сетки хотя бы

для смесительных отверстий крайне сложно, а для всех отверстий – практически невозможно.

В то же время вполне возможно, что для обеспечения приемлемой точности численных оценок основных показателей качества работы КС (например, полноты сгорания топлива, потерь полного давления в КС, неравномерности температурного поля в ее выходном сечении, температурного состояния стенок ЖТ, уровней выбросов вредных веществ и т.п.), такая высокая точность численных оценок коэффициентов расхода отверстий ЖТ не требуется.

Кроме того, представляется спорным утверждение авторов работы [3] о необходимости подробного разрешения сеткой ламинарного подслоя на цилиндрической поверхности отверстия при невнимании к другим, более существенным, особенностям течения.

Цель настоящего исследования состоит в выяснении того, какую именно топологию расчетной сетки предпочтительнее использовать, а также где именно и как именно следует размельчать сетку для получения максимально достижимой на располагаемых вычислительных ресурсах точности численных оценок коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления смесительных отверстий ЖТ реальных КС.

1. Методика исследования

Для достижения поставленной цели были выполнены численные расчеты течения в одиночном отверстии.

В качестве объектов исследования выбраны смесительные отверстия ЖТ КС ТРДД АИ-222-25 с $\bar{\ell} = 0,098$ (рис. 1, а) и КС ТРДДФ GTX-35VS Kaveri с $\bar{\ell} = 0,071$ [4] (рис. 1, б).

Исследование проводилось в двумерной осесимметричной и трехмерной постановках для несжимаемого стационарного течения, моделировавшегося осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье – Стокса, замыкаемыми моделью турбулентности $k - \varepsilon$ Ши и др. [5] со стандартными функциями

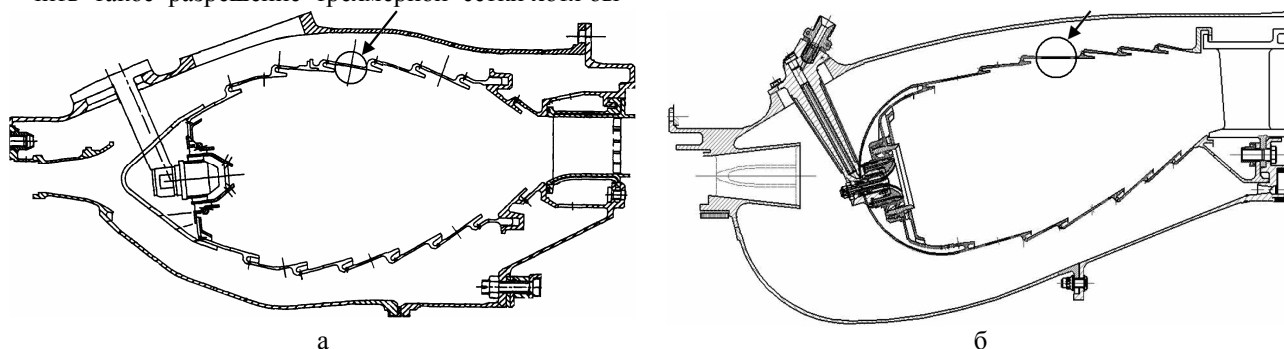


Рис. 1. Объекты исследования – смесительные отверстия ЖТ КС АИ-222-25 (а) и КС GTX-35VS Kaveri (б)

ми стенки при $\tilde{y}^+ \geq 30$ и функциями стенки повышенной точности при $\tilde{y}^+ < 30$. Расчетная область представляла собой трубу круглого сечения ($L/D_1 = 7$, где L и D_1 – длина и диаметр трубы соответственно), на расстоянии $2,5D_1$ от входа в которую установлена тонкая стенка (диафрагма) с цилиндрическим отверстием соответствующего диаметра. Площадь поперечного сечения этого отверстия F_0

составляла 8 % площади поперечного сечения трубы F_1 .

Расчетная область покрывалась сетками различной топологии (рис. 2, 3). Параметры, характеризующие разрешение сеток, приведены в табл. 1 и 2 (n_ℓ и n_{R_0} – соответственно количество ячеек на цилиндрической поверхности отверстия и на его радиусе: числитель – на пристеночном участке, знаменатель – в ядре течения).

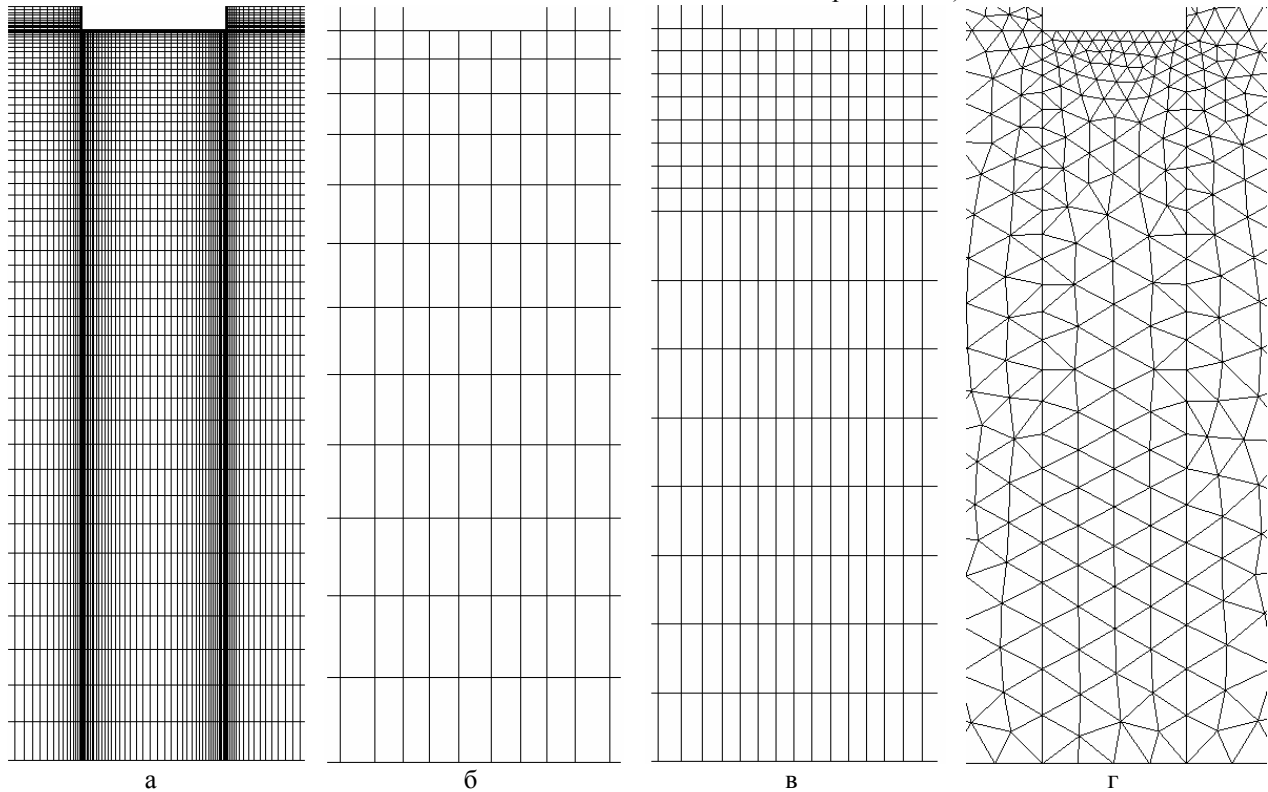


Рис. 2. Фрагменты двумерных расчетных сеток: а – топологии № 1 (прямоугольная с сеточным пограничным слоем (ПС)); б – топологии № 2 (прямоугольная без сеточного ПС); в – топологии № 3 (прямоугольная, кусочно-равномерная с уменьшенным в 2,7 раза поперечным размером ячеек h_y на участке $y/R_0 = 0,75 \dots 1,0$, где R_0 – радиус отверстия в стенке); г – топологии № 4 (треугольная)

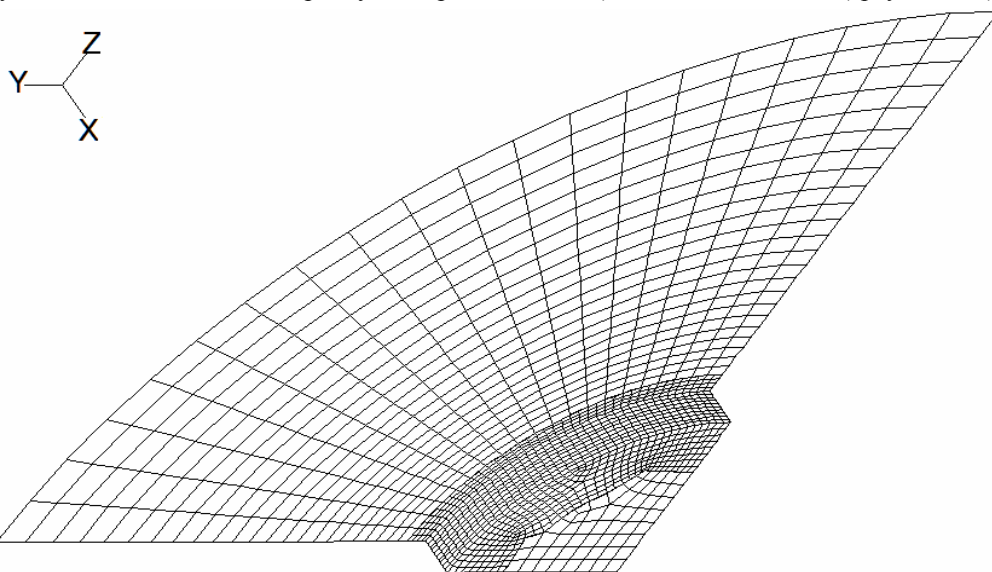


Рис. 3. Фрагмент трехмерной расчетной сетки (гексаэдральная, кусочно-равномерная с уменьшенным в 2 раза поперечным размером ячеек h_y на участке $y/R_0 \approx 0,66 \dots 1,0$)

В качестве граничных условий на входе в расчетную область задавался массовый расход с равномерным профилем скорости, интенсивность турбулентности ($I = 10\%$) и гидравлический диаметр, а на выходе ставилось условие постоянства статического давления в поперечном сечении. Число Рейнольдса в отверстии поддерживалось равным $Re_0 = 1,1 \cdot 10^5$.

Численное интегрирование дифференциальных уравнений в частных производных осуществлялось итерационно методом контрольного объема с использованием схемы аппроксимации конвективных членов третьего порядка точности MUSCL Ван Лира [6]. Уравнение неразрывности в пределе малых чисел Маха удовлетворялось с помощью процедуры коррекции давления SIMPLE [7].

Таблица 1

Численные оценки коэффициентов расхода, полученные на различных сетках

№ расчета	Постановка	Топология	$\frac{h_{y1}}{\ell}$	n_{R_0}	n_ℓ	$\tilde{y}^+$	$\mu_{\text{ч}}$	μ	$\delta_\mu, \%$
КС АИ-222-25									
1	2D	№ 1	0,0027	44	58	0,44	0,602	0,59	2,0
2	2D	№ 1	0,1	20	9	13,4	0,601	0,59	1,8
3	2D	№ 2	0,2	12	5	36,2	0,649	0,59	9,9
4	2D	№ 2	0,4	9	3	70,3	0,663	0,59	12,4
5	2D	№ 4	1,25	4	1	98,3	0,742	0,59	25,7
6	2D	№ 4	0,1	26	10	7,5	0,598	0,59	1,3
7	2D	№ 3	0,32	4/4	4	53,4	0,615	0,59	4,2
7a	2D	№ 3	0,32	4/4	4	61,8	0,615	0,59	4,2
8	2D	№ 3	0,16	8/8	8	27,7	0,603	0,59	2,2
8a	2D	№ 3	0,16	8/8	8	28,9	0,604	0,59	2,3
8б	3D	№ 3	0,21	~8/8	400	37,0	0,612	0,59	3,7
9	2D	№ 3	0,04	32/32	32	5,5	0,602	0,59	2,0
9a	2D	№ 3	0,04	32/32	32	5,5	0,601	0,59	1,9
КС GTX-35VS Kaveri									
10	2D	№ 3	0,44	4/4	6	98,56	0,619	0,59	5,0
11	2D	№ 3	0,22	8/8	12	30,56	0,604	0,59	2,4

Таблица 2

Численные оценки коэффициентов гидравлического сопротивления, полученные на различных сетках

№ расчета	Постановка	Топология	$\frac{h_{y1}}{\ell}$	n_{R_0}	n_ℓ	$\tilde{y}^+$	$\zeta_{\text{ч}}$	ζ	$\delta_\zeta, \%$
КС АИ-222-25									
7	2D	№ 3	0,32	4/4	4	53,4	393,0	386,5	1,7
7a	2D	№ 3	0,32	4/4	4	55,8	381,8	386,5	-1,2
8	2D	№ 3	0,16	8/8	8	27,7	406,9	386,5	5,3
8a	2D	№ 3	0,16	8/8	8	28,9	393,4	386,5	1,8
8б	3D	№ 3	0,21	~8/8	400	37,0	396,0	386,5	2,5
9	2D	№ 3	0,04	32/32	32	5,5	406,5	386,5	5,2
9a	2D	№ 3	0,04	32/32	32	5,5	393,8	386,5	1,9

Численные оценки коэффициента расхода отверстия и коэффициента гидравлического сопротивления протеканию потока через трубу с диафрагмой определялись по формулам (1) и (2) соответственно:

$$\mu_{\text{ч}} = \frac{G}{F_0 \sqrt{2 \cdot \rho (p_{\text{вх}}^* - p_{\text{сж}})}}, \quad (1)$$

$$\zeta_{\text{ч}} = \frac{p_{\text{вх}}^* - p_{\text{вых}}^*}{\rho w_{\text{вх}}^2 / 2}, \quad (2)$$

где G – массовый расход воздуха через отверстие; F_0 – площадь сечения отверстия; ρ – плотность;

$p_{\text{вх}}^*$ и $w_{\text{вх}}$ – среднемассовые значения полного давления и скорости на входе в расчетную область соответственно; $p_{\text{вых}}^*$ – среднемассовое значение полного давления на выходе из расчетной области; $p_{\text{сж}}$ – статическое давление в сжатом сечении струи.

Точность численных расчетов оценивалась путем сравнения их результатов со справочными данными [8], согласно которым коэффициент расхода отверстия в тонкой стенке ($\bar{\ell} \leq 0,1$) при $Re_0 \geq 10^5$ определяется по формуле (3), а коэффициент гид-

равлического сопротивления протеканию потока через трубу с диафрагмой – по формуле (4):

$$\mu = \frac{1}{1 + 0,707\sqrt{A}}, \quad (3)$$

$$\zeta = \zeta_{\text{тр}} + \zeta_0, \quad (4)$$

где $A = 1 - (F_0/F_1)$; $\zeta_{\text{тр}} = \lambda(L - \ell)/D_1$ – коэффициент сопротивления трения при течении по прямой трубе; ζ_0 – коэффициент гидравлического сопротивления перетеканию потока через отверстие в стенке ($\bar{\ell} > 0,015$), установленной в прямой трубе, при $Re_0 > 10^5$, определяемый по формуле

$$\zeta_0 = \left(0,5A^{0,75} + \tau A^{1,375} + A^2 + \lambda \frac{\ell}{D_0} \right) B^2, \quad (5)$$

где $B = F_1/F_0$; λ – коэффициент трения гладкостенной трубы круглого сечения, определяемый при $Re > 4000$ по формуле Филоненко – Альтшуля:

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \lg Re - 1,64)^2}; \quad (6)$$

τ – коэффициент, учитывающий влияние толщины стенки, формы входной кромки отверстия и условий протекания потока через него:

$$\tau = (2,4 - \bar{\ell}) \cdot 10^{-\varphi(\bar{\ell})}, \quad (7)$$

$$\varphi(\bar{\ell}) = 0,25 + 0,5351 \bar{\ell}^8 / (0,05 + \bar{\ell}^7). \quad (8)$$

Относительное различие между численными оценками параметров и справочными данными вычислялось по формуле

$$\delta_{\varphi} = \frac{\varphi_{\text{ч}} - \varphi}{\varphi} \cdot 100\%, \quad (9)$$

где $\varphi_{\text{ч}}$ и φ – численная и справочная оценки параметра соответственно.

2. Результаты исследования

Результаты расчетов течения воздуха через смесительное отверстие ЖТ КС ТРДД АИ-222-25 показаны лены на рис. 4. Численные оценки коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления и их погрешности приведены в табл. 1 и 2 соответственно.

Из табл. 1 видно, что в целом размельчение секток любой топологии, обеспечивающее уменьшение $\tilde{y}^+$ примерно от 100 до 10, устойчиво снижает погрешность численного расчета коэффициента расхода δ_{μ} . В то же время разрешение сеткой ламинарного подслоя ($\tilde{y}^+ < 1$) не дает прироста точности расчета. Сравнение результатов расчетов, выполненных на сетках различной топологии, показывает, что для достижения максимальной точности чис-

ленного расчета коэффициента расхода смесительных отверстий ЖТ целесообразно использовать сетки с максимальным разрешением топологий № 1, 3 и 4. Топология № 3 обеспечивает одинаковое с топологиями № 1 и 4 значение $\tilde{y}^+$ при меньшем количестве ячеек, а отсутствие в ней растяжек уменьшает ошибки аппроксимации. Топология № 1 наиболее сложна и трудоемка в построении и обеспечении приемлемого качества (из-за наличия сеточного ПС), особенно в 3D. Топология № 4, напротив, характеризуется наименьшими трудозатратами, но из-за принципиальной несогласованности ориентации граней ячеек с направлением течения ей присущи наибольшие ошибки аппроксимации.

Сопоставление структуры течения воздуха в районе отверстия (см. рис. 4) с данными табл. 1 позволяет заключить, что для увеличения точности численного расчета коэффициента расхода отверстия важно подробно разрешать сеткой не столько ПС на цилиндрической поверхности отверстия в стенке, сколько формирующийся, начиная от его передней кромки, слой смешения между высокоскоростной суживающейся струей воздуха, протекающего через отверстие, и низкоскоростным вихревым течением, омывающим цилиндрическую поверхность отверстия в стенке. Именно этим обстоятельством обусловлена одинаковая точность, достигнутая в расчетах № 1 и № 9, несмотря на то, что в расчете № 1 ПС на цилиндрической поверхности отверстия в стенке разрешен очень подробно ($h_{y1}/\ell = 0,0027$, $\tilde{y}^+ = 0,44$), тогда как в расчете № 9 – значительно грубее ($h_{y1}/\ell = 0,04$, $\tilde{y}^+ = 5,5$).

Все дело в том, что в обоих расчетах упомянутый выше слой смешения в среднем разрешен примерно одинаково и достаточно подробно (учитывая его большую толщину по сравнению с ПС): в расчете № 1 это разрешение постоянно ($h_{y1}/\ell = 0,04$), в расчете № 9 оно изменяется от $h_{y1}/\ell = 0,0027$ у передней кромки отверстия до $h_{y1}/\ell \approx 0,15$ в его выходном сечении.

Таким образом, обеспечение малых значений $\tilde{y}^+$ с целью подробного разрешения пограничного слоя на цилиндрической поверхности отверстия в тонкой стенке не является решающим условием для достижения высокой точности численного расчета коэффициента расхода. Для достижения высокой точности указанного расчета важно подробно разрешить сеткой слой смешения, тогда как в ядре потока допустим больший размер ячеек. Из рис. 4 видно, что для подробного разрешения слоя смешения достаточно размельчать сетку на прилегающем к ци-

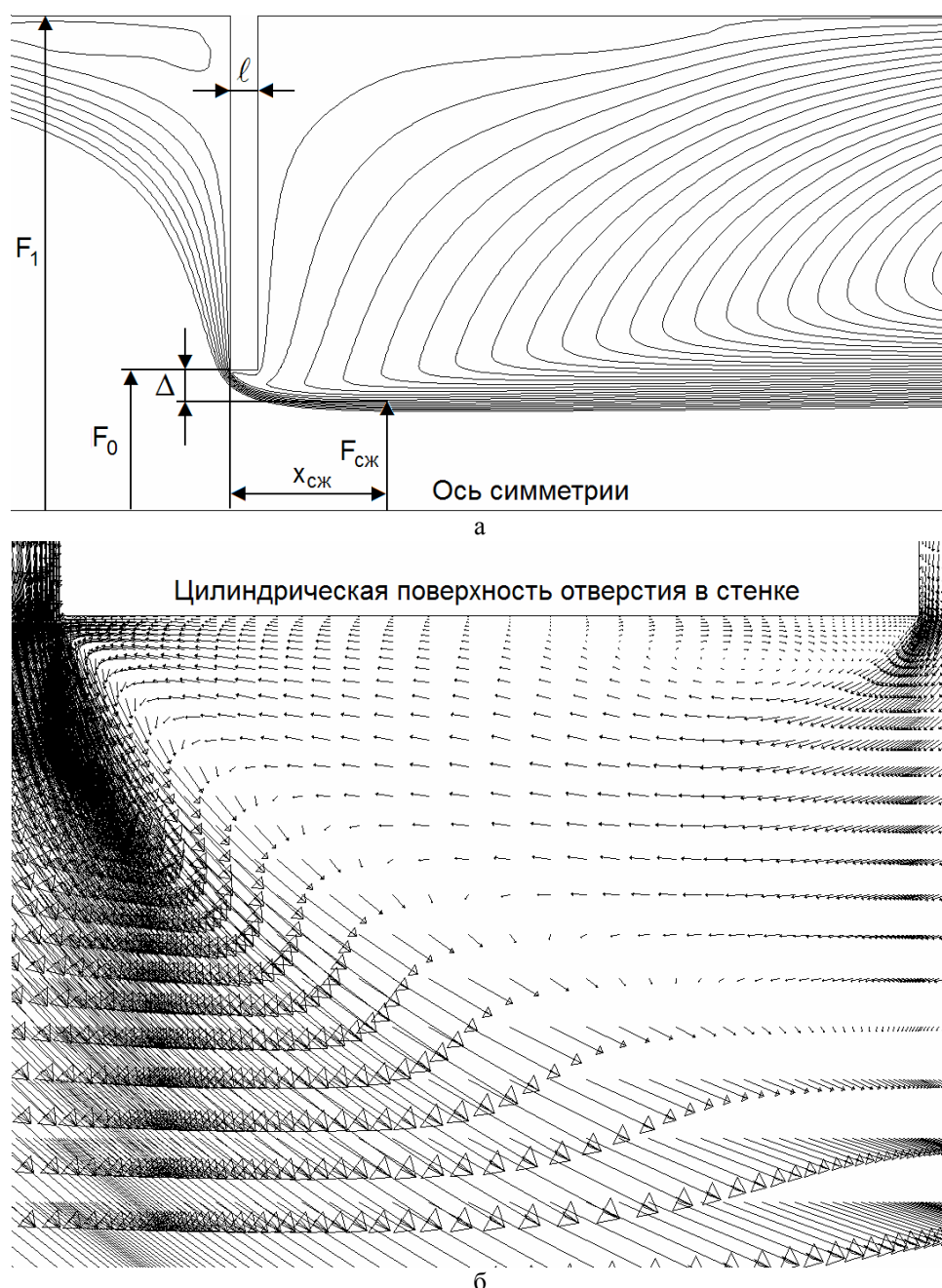


Рис. 4. Результаты численных расчетов: а – линии тока (расчет № 9); б – векторы скорости (расчет № 1)

линдрической поверхности отверстия участке толщиной $\Delta \approx R_0 - R_{сж}$. Отсюда, полагая $\mu \approx F_0/F_{сж}$, после несложных преобразований получим соотношение

$$\bar{\Delta} = \Delta/D_0 \approx 0,5(1 - \sqrt{\mu}), \quad (10)$$

которым удобно пользоваться при построении сетки.

Поперечный размер i -й ячейки $h_{y,i}$, лежащей в слое смещения, для кусочно-равномерных сеток, построенных с учетом соотношения (10), совпадает с поперечным размером граничной ячейки h_{y1} , а для сеток, растянутых по закону геометрической

прогрессии, связан с ним формулой

$$h_{y,i} = h_{y,1} q^{i-1} \quad h_{y,i} = h_{y,1} q^{i-1}, \quad i \in \{1, \dots, n\}, \quad (11)$$

где q – знаменатель геометрической прогрессии (коэффициент растяжки сетки), n – количество слоев сетки на радиусе отверстия.

Поэтому при построении сетки наряду с изложенными выше соображениями возможно ориентироваться на определенное значение безразмерного расстояния от стенки до центра граничной ячейки y^+ . Из табл. 1 видно, что для рассмотренной выше задачи погрешность численной оценки коэффициента расхода, близкая к погрешности формулы (3) (порядка нескольких процентов [9]), обеспечивается

при $\tilde{y}^+ \approx 30$, что соответствует нижней границе полнотой турбулентной зоны ПС, где справедлив логарифмический закон осредненной скорости. Поскольку значение $\tilde{y}^+$ можно определить только постфактум, т.е. после выполнения численного расчета, то для приближенной оценки порядка величины потребного поперечного размера граничной ячейки $h_{y1}^* = 2y$ на этапе построения сетки можно воспользоваться формулой (12) для турбулентного течения в трубе диаметром D_0 с осредненной по поперечному сечению скоростью $\bar{w}_0$ [10]:

$$y = \frac{y^+ D_0^{0,125} \nu^{0,875}}{0,199 \bar{w}_0^{0,875}}. \quad (12)$$

Гидравлическое сопротивление перетеканию потока через отверстие в стенке обусловлено изменением скорости и направления течения, отрывом потока от стенок, вихреобразованием и интенсивным турбулентным перемешиванием потока. Эти явления усиливают обмен количеством движения между частицами движущегося воздуха (т.е. трение), повышая диссипацию энергии. Возмущения потока, вызванные его перетеканием через отверстие в стенке, распространяются на значительное расстояние вверх и особенно вниз по течению – при тчении в трубе с диафрагмой, как минимум, до точек присоединения угловых вихрей. Поэтому следует ожидать, что для точной оценки гидравлического сопротивления протеканию потока через трубу с диафрагмой недостаточно размельчать сетку только в пределах толщины стенки и на ближайшем удалении от нее, как это делалось при расчете коэффициента расхода.

Для проверки данного предположения было выполнено шесть расчетов коэффициента гидравлического сопротивления протеканию потока через трубу с диафрагмой: три расчета (№ 7, 8 и 9) на сетках различного разрешения, размельченных вблизи диафрагмы (рис. 5, а), и три расчета (№ 7а, 8а и 9а) на сетках, аналогичных сеткам, использованным в расчетах № 7, 8 и 9, но с дополнительным размельчением в области угловых вихрей (рис. 5, б).

Как видно из полученных результатов, дополнительное размельчение сетки в областях угловых вихрей, действительно, существенно повышает точность расчета коэффициента гидравлического сопротивления, особенно на мелких сетках (см. табл. 2), практически не сказываясь на численных оценках коэффициента расхода (см. табл. 1).

Справедливость основных положений, установленных при моделировании течения воздуха через смесительное отверстие ЖТ в двухмерной постановке, подтверждают результаты трехмерного

моделирования того же объекта (расчет № 8б) на сетке, изображенной на рис. 3. Из табл. 1 и 2 видно, что достигнутые в трехмерном расчете № 8б различия между численными и справочными оценками коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления, превышают аналогичные различия, полученные в двухмерном расчете, но не выходят за пределы погрешности справочных данных.

Приближенно оценим вычислительные ресурсы, необходимые для достижения такой же точности расчета коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления всех смесительных отверстий при трехмерном численном моделировании течения в одnogорелочном отсеке реальной КС на примере КС ТРДД АИ-222-25. Из рис. 3 видно, что фрагмент трехмерной сетки, охватывающий область пространства внутри 1/4 части цилиндрического отверстия, содержит 3860 ячеек. Соответственно фрагмент, охватывающий область пространства внутри всего отверстия, должен включать 15440 ячеек. На одnogорелочный отсек ЖТ КС ТРДД АИ-222-25 приходится 20 смесительных отверстий.

Следовательно область пространства, занятая этими отверстиями в пределах толщины стенки ЖТ, должна включать 308800 ячеек. Учитывая, что для обеспечения точности расчета гидравлического сопротивления недостаточно размельчать сетку только в пределах толщины стенки, но необходимо также достаточно подробно разрешать сеткой область возмущенного перетеканием через отверстие потока, простирающуюся на значительное расстояние от стенки, становится очевидным, что общее количество ячеек расчетной сетки вряд ли возможно удерживать в пределах 2 – 3 млн., обычно используемых при трехмерном моделировании одnogорелочных отсеков КС.

В связи с этим актуально установить количественную связь между точностью численных оценок гидравлических параметров и точностью численных оценок основных показателей качества работы КС.

Заключение

В результате выполненного исследования установлено, что для получения максимальной точности численных оценок коэффициентов расхода смесительных отверстий ЖТ важно подробно разрешать сеткой слой смешения между струей воздуха, протекающего через отверстие, и вихревым течением, омывающим его цилиндрическую поверхность. Для этого предпочтительнее использовать кусочно-равномерные расчетные сетки, размельченные на прилегающем к цилиндрической поверхности участке толщиной $\Delta \approx R_0(1 - \sqrt{\mu})$. Поддержание размера граничной ячейки, обеспечивающего значение

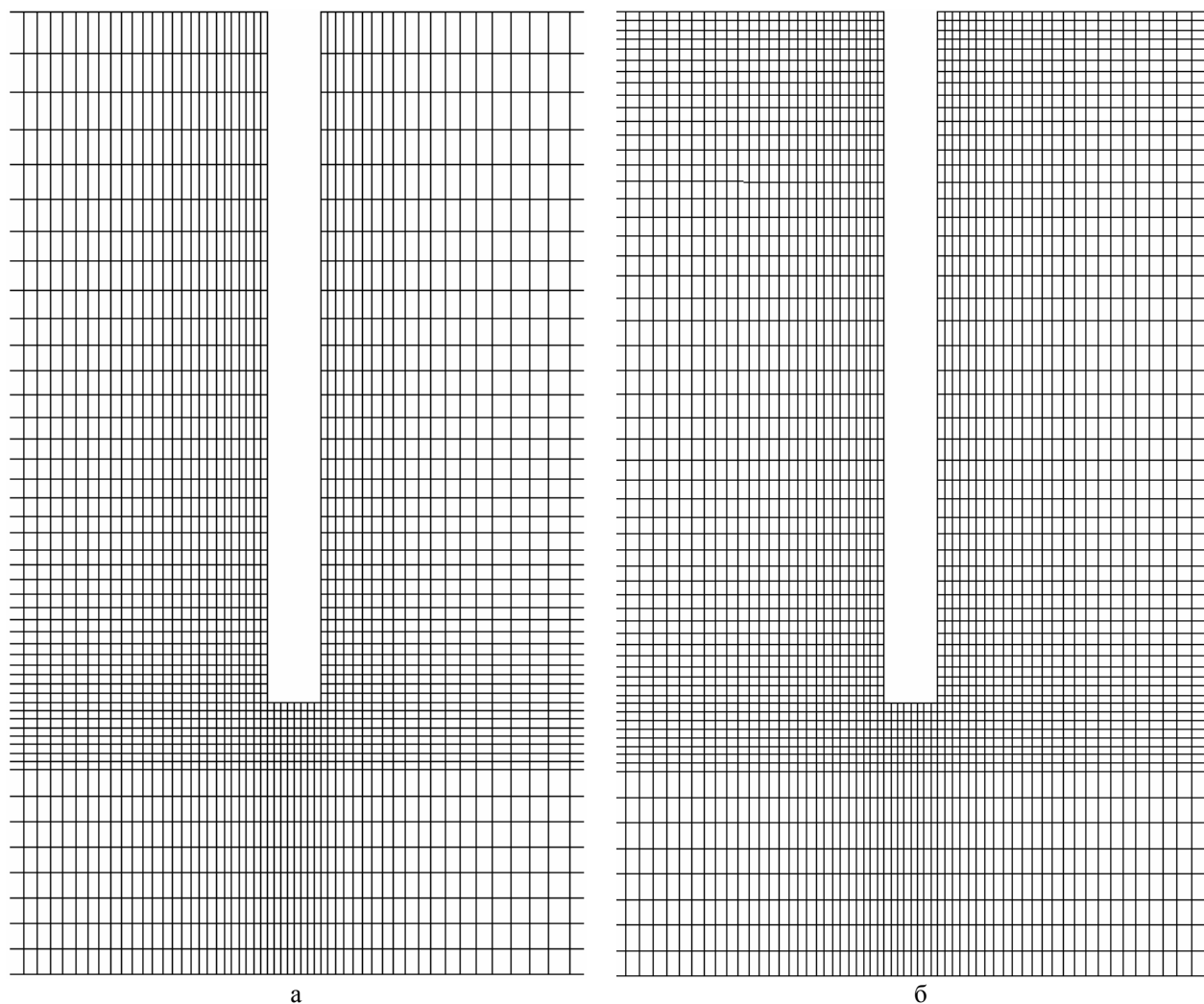


Рис. 5. Фрагменты двухмерных расчетных сеток, использованных в расчетах коэффициента гидравлического сопротивления: а – с размельчением вблизи диафрагмы (расчет № 8); б – с дополнительным размельчением вдоль границ угловых вихрей (расчет № 8а)

параметра $\tilde{y}^+ \approx 30$, позволяет рассчитать коэффициенты расхода смесительных отверстий ЖТ с точностью несколько процентов. Для достижения аналогичной точности расчета гидравлического сопротивления перетеканию потока через смесительные отверстия ЖТ следует размельчать сетку в области возмущенного перетеканием через отверстия потока. При трехмерном моделировании КС обеспечение высокой точности численных оценок коэффициентов расхода и гидравлического сопротивления для всех смесительных отверстий ЖТ требует больших вычислительных затрат.

Направления дальнейших исследований авторы видят в уточнении методических приемов, выработанных ими при решении тестовой задачи об осесимметричном течении в трубе с диафрагмой, путем решения тестовой задачи о трехмерном течении в отсосном отверстии при наличии проходящего потока, а также в установлении количественных связей

между точностью численных оценок гидравлических параметров и точностью численных оценок основных показателей качества работы КС.

Литература

1. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
2. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
3. Ганиев Р.И. Выбор сетки и модели турбулентности для расчета коэффициента расхода стандартной диафрагмы / Р.И. Ганиев, Н.А. Николаев, В.А. Фафулин, А.Н. Сабирзянов, В.Б. Явкин // Известия вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 4. – С. 21-24.
4. Srinivasa Rao M. Performance Improvement of an Aero Gas Turbine Combustor / M. Srinivasa Rao, G. Sivaramakrishna // Proceedings of ASME Turbo

Expo 2009: June 8-12, 2009, Orlando, Florida, USA (GT2009-59928). – 6 p.

5. Shih T.-H. A New – Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows – Model Development and Validation / T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu // *Computers Fluids*. – 1995. – № 24(3). – P. 227-238.

6. Van Leer B. Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme. IV. A Second Order Sequel to Godunov's Method / B. Van Leer // *Journal of Computational Physics*. – 1979. – № 32. – С. 101-136.

7. Vandoormaal J.P. Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid

Flows / J.P. Vandoormaal, G.D. Raithby // *Numer. Heat Transfer*, 1984. – No. 7. – P. 147-163.

8. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И.Е. Идельчик. – М.: Машиностроение, 1992. – 672 с.

9. Стариков В.П. Граница точности формирования перепада давления в сужающих устройствах / В.П. Стариков, Н.А. Владимирова // Сб. материалов 26-й Межд. научн.-практ. конф. «Коммерческий учет энергоносителей», 20-22 ноября 2007. – СПб.: Борей-Арт. – С. 299-305.

10. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.

Поступила в редакцию 2.02.2010

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

ОПТИМАЛЬНЕ РОЗДІЛЕННЯ СІТКИ ДЛЯ ЧИСЛОВОГО РОЗРАХУНКУ КОЕФІЦІЄНТА ВИТРАТИ І ГІДРАВЛІЧНОГО ОПОРУ ЗМІШУВАЛЬНИХ ОТВОРІВ ЖАРОВОЇ ТРУБИ

В.Є. Костюк, О.І. Кирилаш, В.М. Гусев

Досліджено вплив топології та розділення розрахункових сіток на точність числових оцінок коефіцієнтів витрати і гідравлічного опору змішувальних отворів жарової труби камери згоряння газотурбінних двигунів на основі рішення тестової задачі про течію в трубі з діафрагмою. Для числового моделювання відривної течії застосовувалися осереднені за Рейнольдсом стаціонарні рівняння Нав'є – Стокса нестисливої рідини, які замикалися моделлю турбулентності Ши. Вироблені методичні заходи по досягненню максимальної точності числових оцінок зазначених параметрів.

Ключові слова: жарова труба, змішувальні отвори, коефіцієнт витрати, гідравлічний опір, числове моделювання, параметри розрахункової сітки, аналіз точності.

OPTIMAL GRID REFINEMENT FOR NUMERICAL COMPUTATION OF DISCHARGE COEFFICIENTS AND FLOW RESISTANCE OF FLAME TUBE MIXING ORIFICES

V.E. Kostyuk, E.I. Kirilash, V.N. Gusev

The influence of the computational grids topology and resolution on the numerical evaluations accuracy of the discharge coefficients and flow resistance of the gas turbine combustor flame tube mixing orifices is investigated. It is based on the problem solution of the flow in the pipe with diaphragm. Steady Reynolds averaged incompressible Navier – Stokes equations, closed by Shih turbulence model, are used for numerical simulation of flow separation. Methodical methods of the maximum accuracy achievement of the specified parameters numerical evaluation are elaborated.

Key words: flame tube, mixing orifices, discharge coefficient, flow resistance, numerical simulation, computational grid parameters, accuracy analysis.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, с.н.с., ведущий научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей и энергетических установок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Кирилаш Елена Ивановна – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей и энергетических установок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Гусев Владимир Николаевич – начальник отдела камер сгорания Государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Украина, e-mail: 03503@ivchenko-progress.com.

УДК 621.396.96

А.В. УЗЛЕНКОВ

Институт радиофизики и электроники им. А.Я. Усикова НАН Украины

ВЛИЯНИЕ ПОВЕРХНОСТНО-АКТИВНЫХ ВЕЩЕСТВ НА СПЕКТРЫ СВЧ И КВЧ СИГНАЛОВ ПРИ ЗОНДИРОВАНИИ ВЗВОЛНОВАННОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОДЫ

Представлены результаты радиолокационного зондирования взволнованной водной поверхности в СВЧ и КВЧ диапазонах частот в лабораторных и натурных условиях. Рассмотрено влияние растворимых и нерастворимых поверхностно-активных веществ на частотные и пространственные свойства рассеянных водой сигналов в условиях преобладания резонансного механизма рассеивания электромагнитного поля. Отмечены снижение центральных частот, сужение доплеровских спектров и рост анизотропии спектров сигналов миллиметрового диапазона, реакция спектров сантиметровых сигналов менее выражена или отсутствует. Предполагается, что бимодальный характер спектров сигналов связан с совместным влиянием разных механизмов рассеивания ЭМВ на начальных этапах развития волнения. Обсуждаются условия и границы применимости спектральных признаков для улучшения наблюдаемости загрязнений.

Ключевые слова: дистанционное зондирование, морское волнение, капиллярные волны (КВ), гравитационные волны (ГКВ), радиолокация, доплеровские спектры, поверхностно-активные вещества (ПАВ), загрязнения, слики.

Введение

По данным европейских служб экологического надзора прирост загрязнений морских акваторий поверхностно-активными веществами (ПАВ), начиная с 90-х гг., происходит, в основном, за счет мелких и средних разливов. Например, из 395-ти официально зарегистрированных на Балтике в 1998 году разливов, около 90 % содержали менее 1 тонны загрязняющих веществ. Мелкие разливы происходят в 3–4 раза чаще крупных аварийных сбросов и, в основном, недалеко от прибрежной зоны [1, 2]. Поэтому, несмотря на небольшие количества ПАВ в таких пятнах или сликах, они с высокой вероятностью достигают берега, нанося ощутимый вред уязвимой прибрежной экосистеме. Такие разливы случайны по времени и месту возникновения и характерны быстрым растеканием ПАВ. К примеру, 1 м³ сырой нефти летом в безветренную погоду растекается в пятно площадью 7853 м² всего за 1,5 часа [3].

Причины такого положения эксперты усматривают в росте коммерческого, малотоннажного и частного судоходства при отставании развития портовых инфраструктур для сбора судовых отходов, незаконных выбросах судовых отходов нефтепродуктов, именуемых в экологических отчетах «рабочими выбросами» и т.п. [1].

Описанная выше ситуация предъявляет высокие требования к оперативности и непрерывности контроля прибрежных акваторий (гаваней, морских путей, бухт, рейдов, припортовых зон и т.п.), что трудно обеспечить только средствами космического

глобального мониторинга. При всех преимуществах этих средств, они имеют низкую периодичность последовательных обзоров и могут давать существенные погрешности именно в береговой зоне, что связано с синтезом апертуры при переходе луча РЛС через границу суши - море и наоборот [4].

Главным критерием наличия ПАВ на воде является изменение энергетического спектра волнения $W(\vec{k})$ в присутствии ПАВ, характеризуемого отношением [5]:

$$K_{\Gamma} = W_d(\vec{k})/W_0(\vec{k}),$$

где W_0 и W_d – спектры волнения в чистой воде и в сликах и сопровождающееся возникновением радиолокационного контраста D_E [6]:

$$D_E = 10 \lg(\bar{P}_r/\bar{P}_s),$$

где $\bar{P}_r$ и $\bar{P}_s$ – средние мощности сигналов, рассеянных загрязненными и чистыми участками морской поверхности, соответственно.

Со временем, после полного растекания ПАВ, активность пленки падает, и контраст снижается до уровня 3,0 дБ и ниже [7].

Присутствие ПАВ является не единственной причиной возникновения сликов на морской поверхности.

Многие слики в прибрежной зоне имеют естественное происхождение и поэтому обнаружение загрязнений только по величине амплитудного контраста D_E может приводить к ошибочным результатам. Поиск путей повышения контраста антропо-

генных сликов малых и средних размеров предполагает расширение пространства признаков присутствия ПАВ, что включает в себя изучение влияния ПАВ не только на энергетические, но и спектральные свойства сигналов различных диапазонов. При этом очень важен анализ условий и ограничений для их применения.

Данная работа посвящена влиянию пленок ПАВ на спектральные и пространственные характеристики сигналов СВЧ и КВЧ диапазонов, рассеянных взволнованной водной поверхностью в условиях, обеспечивающих преобладание резонансного механизма рассеивания. В работе представлены результаты лабораторных и натурных экспериментов по изучению влияния растворимых и нерастворимых ПАВ на указанные параметры сигналов.

1. Экспериментальная часть

1.1. Методика и аппаратура экспериментальных исследований

Изучение спектров сигналов, рассеянных взволнованной водной поверхностью в лабораторных и натурных условиях проводилось с помощью многочастотного макета радиолокационного комплекса (РЛК), работающего в режиме непрерывного излучения и гомодинного приема, имеющего технические характеристики, приведенные в табл. 1.

Структурная схема одного из частотных каналов РЛК, включая общую систему регистрации данных, приведена на рис. 1.

Таблица 1

Технические характеристики РЛК

№	Параметры		Значения параметров			
1	Длина волны λ , мм		8,9 (5,1)	14,6	29	100
2	Мощность излучения, мВт		20(12)	150	200	15
3	Поляризация передачи/приема		V/V	V/V	V/V	45°/135°
4	Ширина ДН (по уровню -3 дБ) $2\Delta\theta_E$ ($2\Delta\theta_H$), град		2,1 _Е , 2,6 _Н	3,1 (4,5)	11,9 (12,6)	9,7
5	Размер элемента разрешения, м×м, (м²)		~1×0,5 (0,5)	~1,3×0,9 (1,17)	~1,7×1,2 (2,04)	~1,5×1,2 (1,8)
6	Наибольший разнос фазовых центров антенн, м		0, 42			
7	Отношение сигнал/шум, дБ		не менее 45			
8	Динамический диапазон, дБ	УНЧ–	Не менее 70			
		АЦП-	Не менее 72			
9	Усиление УНЧ, дБ		97 (в полосе 2-20000 Гц)			
10	Частота дискретизации, Гц		200000 [Гц]/ Nканалов , где 1≤N≤6 (Fmin=33000 Гц)			
11	Полоса частот анализа, Гц		2 – 16500			
12	Частотное разрешение, Гц		Не хуже 0.488			

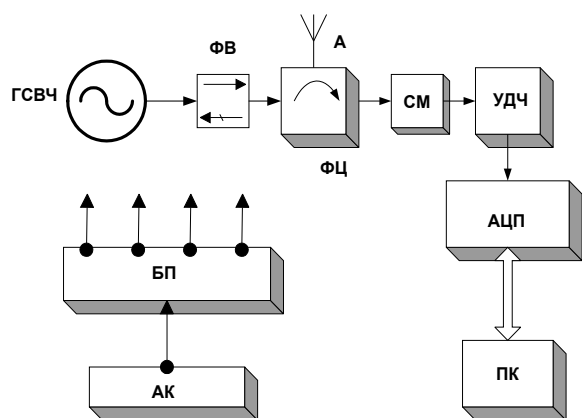


Рис. 1. Структурная схема одного канала РЛК: ГСВЧ – генератор, ФВ – вентиль и ФЦ – циркулятор ферритовые; А – приемо-передающая антенна; СМ – смеситель; УДЧ – усилитель доплеровских частот; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; ПК – компьютер; АК – аккумулятор 12 В; БП – источник вторичных напряжений

В качестве передатчиков ГСВЧ использованы: в каналах 8,9, 14,6, 29 мм – генераторы на диодах Ганна, в канале 5,1 мм – на лавинно-пролетном диоде и в канале 100 мм использован транзисторный передатчик. ГСВЧ включен через развязывающий ферритовый вентиль ФВ. В качестве антенн А в каналах 5,1, 8,9, 14,6 и 29 мм применены пирамидальные рупорные антенны оптимальной геометрии и параболическая антенна с вибраторным облучателем в канале 100 мм. Развязку приемников и передатчиков, работающих на общую антенну, во всех каналах обеспечивают ферритовые циркуляторы ФЦ. В канале 100 мм применена поляризационная развязка трактов. С выхода смесителя СМ напряжение биений доплеровской частоты поступает на вход усилителя УДЧ, имеющего регулируемое усиление от 54 до 96 дБ. Далее усиленный сигнал поступает на вход многоканального аналого-цифрового преобразователя АЦП на борту контроллера семейства MSP430 и затем, посредством пре-

образователя FIFO-USB, в компьютер ПК. Все частотные каналы РЛК смонтированы компактно на единой поворотной-наклонной платформе (см. пункт 6 табл. 1).

Данные обрабатываются прикладным программным пакетом, выполняющим стандартные процедуры спектрального анализа (БПФ, весовую обработку, накопление и усреднение) и обеспечивающим взаимодействие с аппаратными средствами компьютера и визуализацию результатов. Данный РЛК отличается от макета, описанного в [8] несколько иными рабочими частотами, более высокой частотой преобразования АЦП(MSP) – 200 кГц, что при 5-тиканальном приемнике РЛК обеспечивает темп взятия отсчетов 40 кГц, более высокой скоростью обмена с ПК по каналу USB – 1 МБ/с. Комплекс производит непрерывную запись скорости ветра с помощью электронного анемометра.

Выбор длин волн макета, как и в [8], осуществлен с использованием дисперсионного соотношения для воды [9]:

$$V_{\phi}(\lambda) = (g\lambda/2\pi + 2\pi\alpha/\rho\lambda)^{1/2}, \quad (1)$$

где α , ρ , g – коэффициент поверхностного натяжения, плотность жидкости и ускорение свободного падения, соответственно;

λ – длина поверхностной волны.

График данной зависимости приведен на рис. 2.

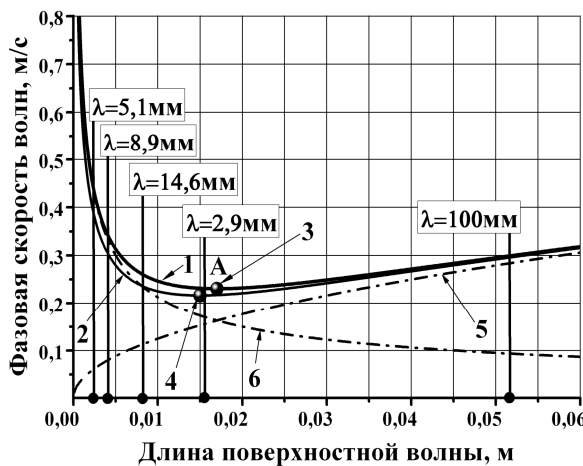


Рис. 2. Графики дисперсионного соотношения при $\alpha = 0,072$ и $0,056$ н/м

На рис.2 цифрами обозначены: 1, 2 – кривые зависимости (1) для чистой воды при $\alpha = 0,072$ и воды с пленкой масла при $\alpha = 0,056$ н/м; 3, 4 – точки минимума $V_{\phi min}$ при данных значениях α ; 5, 6 – кривые, соответствующие слагаемым подкоренного выражения (1), представляющим собой гравитационную и капиллярную компоненты фазовой скорости. Вертикальными отрезками указаны длины по-

верхностных волн резонансных с выбранными длинами ЭМВ РЛК при $\psi = 19^\circ$.

Таким образом, рабочие длины волн охватывают наиболее интересный участок перегиба дисперсионного соотношения (1), включающий диапазоны гравитационно-капиллярного волнения (ГКВ), капиллярного волнения (КВ) и сами точки экстремумов в точках 3 и 4, характерные примерным равенством слагаемых под корнем в (1) и минимумом фазовой скорости волн: $V_{\phi min} = 0,23$ м/с – для чистой поверхности воды и $0,216$ м/с – в присутствии пленки масла. Волна с длиной 29 мм, как видно на рис. 2, взаимодействует с волнением в окрестности точки А, где расположены эти экстремумы. На краях этого диапазона взаимное влияние капиллярных и гравитационных эффектов составляет: для гравитационного волнения ($\lambda = 100$ мм) менее 9,5 % и для капиллярного ($\lambda = 5,1$ мм) – менее 5,5 %.

1.2. Лабораторный эксперимент

Лабораторный стенд включал описанный выше РЛК и средства его калировки, волновой бассейн размерами $1,07 \times 1,2$ м на поворотном столе, волногенераторы, приборы волнографического контроля волнения, калибруемые посредством прецизионного лазерного волнографа, компьютер для накопления и обработки сигналов. Глубина жидкости в бассейне составляла не более 30 мм, что исключило длиннопериодное волнение [10]. Угол скольжения был выбран $\psi = 19^\circ$ для обеспечения преобладания резонансного механизма рассеяния радиоволн и исключения влияния области малых углов, характерных высокой крутизной зависимости ЭПР:

$$\sigma^\circ(\psi) \sim \psi^4$$

и, соответственно, высокой дисперсией отраженных сигналов [11].

Длина записей реализаций составляла ~ 110 с. Записи были преобразованы посредством БПФ с усреднением и весовой обработкой в частотную область и аппроксимированы степенной зависимостью, что упростило получение и сопоставление оценок спектральных параметров в разных частотных каналах.

Возбуждение ряби осуществлялось воздушным потоком со скоростью (на срезе сопла) регулируемой от 0 до 22 м/с и механическим волнопродуктором.

Предварительно проведенный анализ влияния толщины пленки нефтепродукта на энергетику возбуждаемых поверхностных волн показал, что энергетические параметры волн в лотке с маслом могут быть экстраполированы на случай пленки ПАВ с толщиной более 132 мкм. Для чего была оценена зависимость от длин поверхностных волн дополни-

тельного (относительно чистой воды) затухания волн ряби $\Delta A(\lambda)$ при разных толщинах пленки L :

$$\Delta A(\lambda) = [A_{\text{масло}}L(\lambda) - A_{\text{вода}}(\lambda)] \text{ [дБ]}.$$

Дополнительное затухание появляется на длинах волн ряби около 1,5 см и возрастает с увеличением частоты. Отмечено насыщение процесса роста ΔA при толщине пленки свыше 132 мкм.

На рис. 3 показаны примеры спектров сигналов, рассеянных маслом при разных азимутах облучения на волнах 5,1 мм, 8,9 мм и 100 мм при скорости воздушного потока 21,3 м/с.

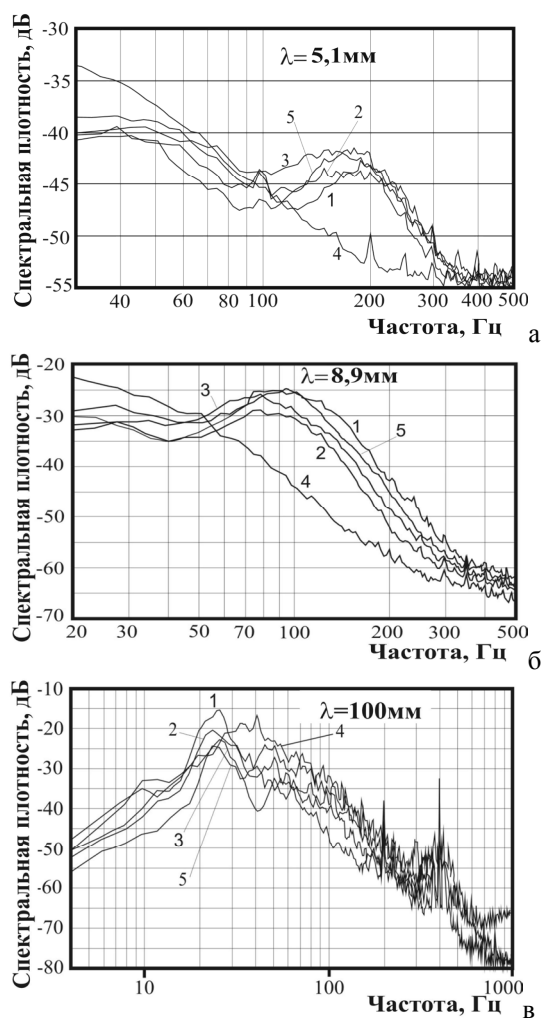


Рис. 3. Спектры сигналов, рассеянные поверхностью масла при разных азимутах:
а – $\lambda = 5,1$ мм, б – $\lambda = 8,9$ мм, в – $\lambda = 100$ мм;
(1 – 0° ; 2 – 45° ; 3 – 60° ; 4 – 90° ; 5 – 180°)

Видно, что для миллиметровых волн изменение азимутального угла облучения (относительно направления воздушного потока) θ от 0° до 90° приводит к снижению доплеровского смещения рассеянного сигнала почти до нуля. Дальнейшее увеличение θ до 180° приводит к возрастанию центрального

смещения примерно до тех же значений, что и при углах около 0° .

Наблюдаемое в эксперименте несовпадение величин относительных амплитуд спектральной плотности при облучении под углами $\theta \pm 180^\circ$, т.е. вдоль и против воздушного потока связано с асимметрией пространственного спектра наклонов возбуждаемой ряби [12].

На волне 100 мм изменение азимутального угла не приводит к монотонным изменениям в спектрах сигналов, рассеянных поверхностью масла и поверхностью чистой воды.

При анализе полученные спектры аппроксимированы степенной зависимостью вида:

$$S(F) = S_0 [1 + |2(F_0 - F)/\Delta F|^n]^{-1}, \quad (2)$$

где $F_0(\theta)$ – центральная частота;

$\Delta F(\theta)$ – полуширина спектра;

$n(\theta)$ – скорость убывания спектра.

Зависимость (2) достаточно часто используется для аппроксимации спектров отражений от морской поверхности [13].

Анализ спектров в двойном логарифмическом масштабе показал, что в высокочастотной области зависимость спектральной плотности от частоты в динамическом диапазоне не менее 25 – 30 дБ можно аппроксимировать линейной зависимостью, т.е. в высокочастотной области спектр описывается зависимостью вида:

$$S \cong F^{-n}.$$

На рис. 4 приведены азимутальные зависимости центральных смещений частот $F_{cp}(\theta)$, усредненных по скорости ветра и нормированных на $F_{cp}(0^\circ)$ для сигналов, рассеянных поверхностью масла.

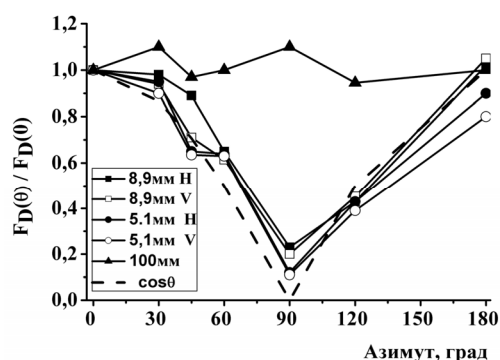


Рис. 4. Зависимость центральной частоты спектральной плотности от азимута

Пунктирной линией на рис. 4 показана зависимость $|\cos \theta|$. Изменения центральных доплеровских частот спектров миллиметрового диапазона неплохо согласуется с этой зависимостью. В то же время на

волне 100 мм значимых изменений доплеровского смещения не наблюдалось. Полуширина спектров уменьшается, примерно вдвое для миллиметровых сигналов, при этом, как для миллиметровых, так и для сантиметровых сигналов она слабо зависит от азимута. Усредненные оценки n – показателя степени в (2), характеризующего скорость убывания спектральной плотности, показали, что на волнах 100 мм и 8,9 мм он практически не зависит от азимута.

На волнах 100 мм и 8,9 мм показатель степени n имеет значение 3...4. и на волне 5,1 мм – 1,25 – 1,5.

При работе с растворимым ПАВ были использованы длины ЭМВ 5,1 мм, 8,9 мм и 29 мм. Широкополосное волнение возбуждалось слабо турбулизированным воздушным потоком вентилятора с диаметром потока 220 мм и скоростью 7,5 м/с. Для исключения помех от лопастей облучение осуществлялось в направлении воздушного потока.

Амплитуда ГКВ контролировалась оптическим сенсором [14], калиброванным по эталонному лазерному волнографу.

Синтетический детергент вносился в количествах 25, 50 и 75 г, при этом коэффициент поверхностного натяжения принимал значения: $\alpha = 0,0617$, 0,0526 и 0,408 н/м, соответственно, при $t = 18,6^\circ \text{C}$. Измерение α осуществлялось капиллярным методом [15]. Поверхностное натяжение чистой воды составляло 0,073 н/м. При общей массе воды в бассейне 32,5 кг, вносимые добавки детергента составляли от 0,077 до 0,23%, что не могло оказать влияния на кинематическую вязкость жидкости.

На рис. 5 представлены графики зависимостей относительных амплитуд спектральных плотностей и центральной доплеровской частоты рассеянных взволнованной поверхностью воды от угла скольжения для минимальной концентрации ПАВ.

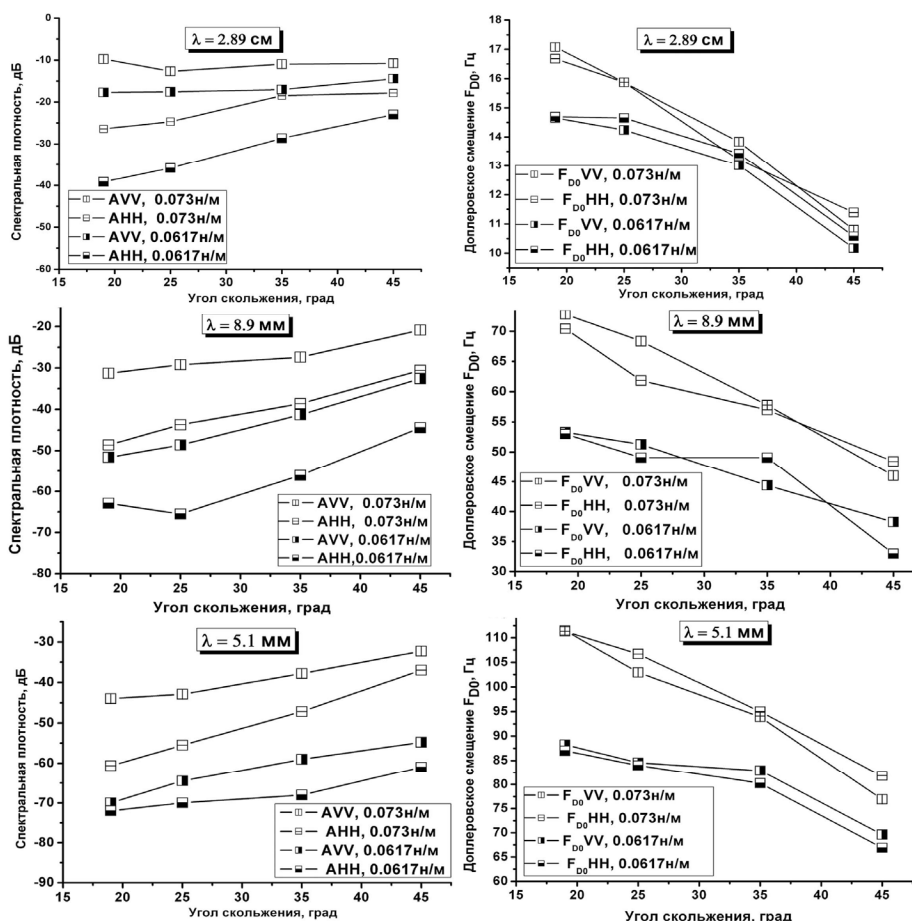


Рис. 5. Влияние растворимого ПАВ на параметры рассеянных сигналов $\lambda = 29, 8,9$ и 5,1 мм

Зависимость убывания мощности рассеянного сигнала от угла скольжения (область плато) имеет практически линейный характер и скорость от 0,46 до 0,88 дБ/град, что совпадает с данными многолетних наблюдений удельной ЭПР морской поверхности

сти и практически не зависит от поляризации и поверхностного натяжения для всех длин волн.

В присутствии ПАВ наблюдалось уменьшение спектральной плотности рассеянных сигналов на всех длинах волн (5,1 мм, 8,9 мм, 29 мм) от ~12 дБ

для $\lambda = 29$ мм до максимального ~ 21 дБ для $\lambda = 5,1$ мм, уменьшение центральной частоты доплеровских спектров на 38, 35 и 15 %, для $\lambda = 5,1$ мм, 8,9 мм и 29 мм соответственно, и ширины спектров в среднем в 1,5 – 2,1 раза. Уменьшение скорости спада доплеровских спектров рассеянного сигнала имело место на всех длинах волн.

Отмечено, что процесс снижения амплитуды доплеровских спектров при увеличении концентрации ПАВ имеет область насыщения. В интервале α от 0,073 до 0,0525 н/м наблюдалось существенное изменение Δv_v и Δh_h , тогда как в интервале от 0,0525 до 0,0408 н/м отмечены лишь незначительные изменения. Дальнейшее уменьшение α не приводило к различимым изменениям амплитуд для данного детергента.

Таким образом, с уменьшением α при равных прочих условиях процесс снижения амплитуд спектров асимптотически сходится к некоторой предельной минимальной величине. Этот эффект иллюстрирует рис. 6.

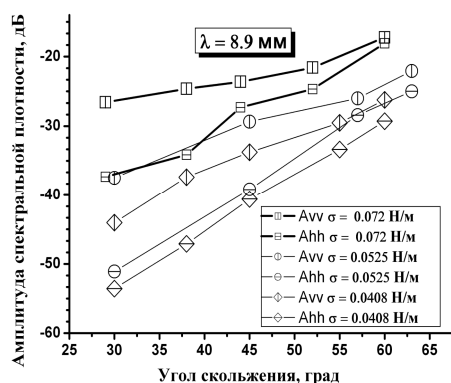


Рис. 6. Зависимость амплитуд спектров от угла скольжения при разных концентрациях ПАВ

Видно, что скорость схождения выше на горизонтальной поляризации. Подобные изменения имели место при $\lambda = 5,1$ мм и, в меньшей степени,

при $\lambda = 29$ мм. Это можно объяснить исходя из теории адсорбции на поверхности жидкости [15], откуда следует, что на поверхности раствора, имеющего коэффициент поверхностного натяжения ниже, чем у растворителя, образуется избыточная концентрация растворенного вещества. В результате, при увеличении общей концентрации ПАВ, прежде всего, она растет в поверхностном слое жидкости. В результате на поверхности растворителя формируется мономолекулярная пленка растворенного ПАВ, которая и определяет динамику волн капиллярного масштаба.

После того, как пленка становится насыщенной, дальнейший рост объемной концентрации не приводит к существенным изменениям свойств поверхности при данной скорости ветра.

Результаты цикла лабораторных исследований влияния растворимых ПАВ показали, что уровень контраста в этом случае, на 10 – 14 дБ ниже, чем в присутствии пленок нефтепродуктов, что объясняется большей активностью углеводородных пленок. Изменения в частотной области, вызванные растворимыми ПАВ, в основном соответствуют случаю загрязнений нефтепродуктами. Влияние концентрации ПАВ, по-видимому, имеет экспоненциальный характер.

1.3. Натурный эксперимент

Натурные эксперименты проводились в пресноводных водоемах, размеры зеркал которых превышали $1 \times 1,5$ км. Измерительный комплекс располагался в воде на удалении 4 м от берега при очень пологом гладком дне и на искусственной дамбе, имеющей правильную береговую линию и также пологое дно (см. рис. 7). ДН антенн при малых элементах разрешения на поверхности воды обеспечили достаточную для эксперимента угловую чувствительность системы [16].

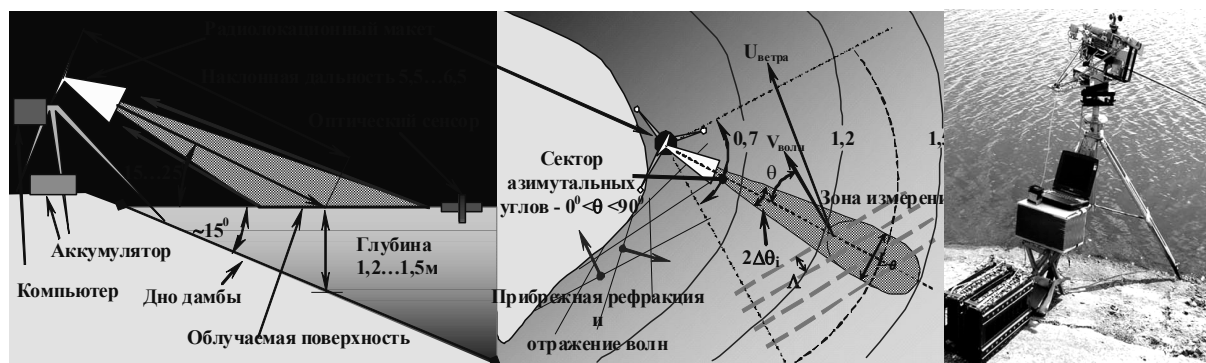


Рис. 7. Схема эксперимента в натурных условиях и внешний вид радиолокационного макета

Вынесение РЛК в воду на 4 м от берега не обнаружало изменений в тонкой структуре спектров по сравнению со спектрами, наблюдаемыми при работе с берега, отсюда сделан вывод, что в данных метеоусловиях влиянием отраженной волны можно пренебречь.

Как известно, при ограниченном разгоне и времени действия ветра, спектр волнения для данной скорости ветра является развитым только в интервале частот $\omega_1 < \omega < \infty$, где ω_1 – наименьшая частота, называемая частотой пересечения, и равен нулю вне этого интервала. Частота пересечения является функцией величины разгона, скорости ветра и времени его действия. При разгоне ветра около 1 км и его скорости не более 6 м/с можно считать волнение развитым в интервале длин поверхностных волн $0 < \Lambda \text{ [м]} < 0,0551$ при действии ветра в течение не менее 20 минут [17]. Указанный интервал Λ при $\psi = 19^\circ$ обеспечивал развитие волнения, рассеивающее самые длинноволновые сигналы радиолокационного комплекса. Облучаемый сектор поверхности в диапазоне азимутальных углов $0 \dots 90^\circ$ был равноудален от береговой линии (см. рис. 7), при соблюдении условия «глубокой воды» для всех длин волн.

Скорость ветра контролировалась электронным анемометром, данные которого непрерывно записывались в ПК по отдельному каналу. Метеорологические условия эксперимента позволяли считать волнение в течение всего эксперимента однородным стационарным процессом.

Пленка ПАВ создавалась по принципу конвейера путем непрерывного впрыскивания дисперсной струи масла, содержащей фиксированное количество вещества, на расстоянии 4–5 м от зоны измерений. Полное растекание происходило в течение 5–6 секунд до толщины в несколько молекулярных слоев и после чего участок пленки под действием ветра попадал в зону измерения. Оценки значений коэффициента поверхностного натяжения проводились в зоне измерения методом капиллярного подъема жидкости [15]. Чистая вода имела $\alpha_1 = 0,072 \pm 0,00135$ н/м, а после нанесения пленки $\alpha_2 = 0,056 \pm 0,0019$ н/м. Время измерений заняло около 2,5 часов, в течение которых температура воздуха, воды, а соответственно и поверхностное натяжение, были постоянными.

2. Результаты измерений и обсуждение

Полученные в эксперименте временные записи сигналов были преобразованы посредством БПФ и аппроксимированы биэкспоненциальной зависимостью (2). Это облегчило оценку и сопоставление

результатов в разных частотных каналах. Как и ранее оценивались: A , [дБ] – относительная амплитуда спектральной плотности; F_0 , [Гц] – центральная частота доплеровского смещения; ΔF , [Гц] – ширина спектров на уровне -3 дБ; n – и показателей степени в (2). Все параметры рассматривались в виде зависимостей от азимута θ .

На рис. 8 приведены доплеровские спектры сигналов, рассеянных водной поверхностью при $\alpha_1 = 0,072$ Н/м, угле скольжения $\psi = 19^\circ$, средней скорости ветра $\bar{U} = 3,2$ м/с, для азимутальных углов $\theta = 0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$. Здесь прослеживается, помимо амплитудной азимутальной зависимости, частотная азимутальная зависимость, заключающаяся в смещении центральных частот спектров в сторону низких частот при увеличении угла между направлениями облучения и движения поверхностных волн. На длине волны 100 мм эти зависимости практически отсутствуют.

На рис. 9, а представлены зависимости центральных доплеровских частот для чистой и загрязненной маслом воды: теоретические – $F_0(\theta)$ и экспериментальные – $\bar{F}_{0\theta}(\theta)$ усредненные по нескольким реализациям.

Теоретические значения смещения частоты рассчитаны в соответствии с выражением, используемым в [18, 19]:

$$F_0(\theta) = F_{\text{оф}} + F_{\text{ов}} = \sqrt{\frac{g \cos \psi}{\pi \lambda} + \frac{16 \pi \alpha \cos^3 \psi}{\rho \lambda^3}} + \frac{2 V_{\text{вс}}}{\lambda} \cos \theta, \quad (3)$$

где $F_{\text{оф}}$ и $F_{\text{ов}}$ – собственная фазовая скорость волн и ветровое приращение скорости, соответственно;

$\bar{U}$, $V_{\text{вс}}$ – средняя скорость ветра и скорость ветрового сноса, соответственно;

θ – азимут облучения – угол между направлениями облучения и движения волн.

Скорости $V_{\text{вс}}$ и $\bar{U}$ связаны между собой известным в метеорологии соотношением $V_{\text{вс}} = 0,02 \bar{U}$ [13]. Влияние орбитальных скоростей и Стоксова дрейфа в расчете не учитывались, поскольку в условиях данного эксперимента они составляли менее 1 % от $F_0(\theta)$. Расчеты были выполнены для двух значений коэффициента поверхностного натяжения 0,072 и 0,056 Н/м при средней по реализациям скорости ветра 3,2 м/с и углах азимута $0^\circ, 30^\circ, 60^\circ$ и 90° .

Также на рис. 9, а приведены смешанные расчетно-экспериментальные зависимости для $\bar{F}_{0\theta}$ – смещения частоты, обусловленного собственной фазовой скоростью движения волн без влияния вет-

рового воздействия:

$$\bar{F}_{\text{офэ}} = \bar{F}_{\text{оэ}}(\theta) - \frac{2V_{\text{вс}}}{\lambda} \cos \theta \approx \bar{F}_{\text{оэ}}(\theta) - \frac{0,04\bar{U}}{\lambda} \cos \theta.$$

Из (3) следует, что $F_{\text{оф}}$ не зависит от θ , т.е. ее график должен быть параллелен оси абсцисс.

Можно предположить, что и $\bar{F}_{\text{офэ}}$ может вести себя аналогично.

Однако, данное предположение выполняется в разной степени для разных длин волн, как видно на рис. 9, а.

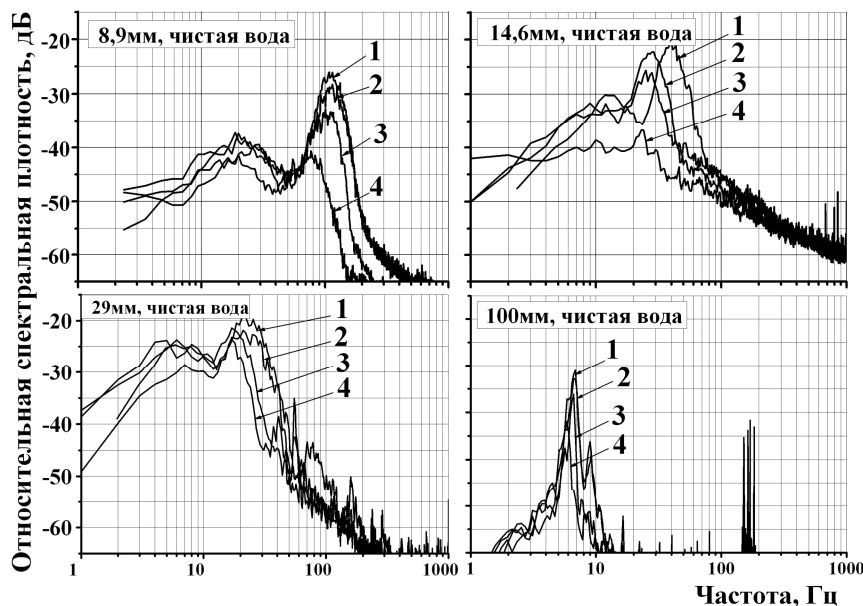


Рис. 8. Спектры сигналов от чистой поверхности воды для разных углов азимута: 1 – азимутальный угол 0°, 2 – 30°, 3 – 60°, 4 – 90°

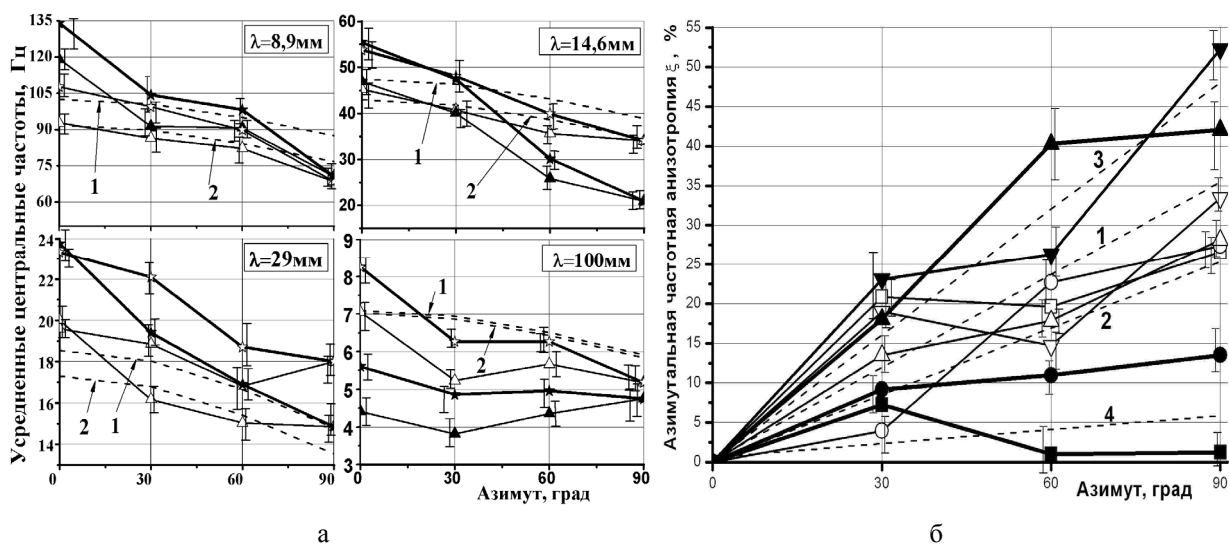


Рис. 9. Зависимости доплеровской частоты (а) и анизотропии (б) от азимута:

а – $\bar{F}_{\text{оэ}}(\theta)$ – эксперимент (☆ – вода; ★ – пленка масла); $F_{\text{о}}(\theta)$ – расчет (1 – вода; 2 – пленка масла)

и расчетно-экспериментальные зависимости $\bar{F}_{\text{офэ}}$ (△ – вода; ▲ – пленка масла);

б – анизотропия $\xi(\theta)$ – вода (▽ – $\lambda = 8,9$ мм; △ – 14,6 мм; 7 ○ 29 мм; □ – 100 мм), пленка масла (▼ – $\lambda = 8,9$ мм; ▲ – 14,6 мм; ● – 29 мм; ■ – 100 мм);

1, 2, 3, 4 – прямые $y = k \cdot x + b$ при $k = 0,43, 0,57, 0,71, 0,25$

Наибольшее соответствие с $F_{\text{оф}}$ наблюдается у сигналов с длиной волны $\lambda = 100$ мм, в меньшей мере оно прослеживается у сигналов с $\lambda = 29$ мм и практически не наблюдается у сигналов с длинами

волн $\lambda = 14,6$ мм и $\lambda = 8,9$ мм. Кроме того, на рис. 9, а, видно, что в присутствии пленки масла возрастает крутизна зависимостей $\bar{F}_{\text{оэ}}(\theta)$ для коротковолновых сигналов. Крутизна зависимости

$\bar{F}_{03}(\theta)$ длинноволновых сигналов слабо чувствительна к присутствию масла.

Следует отметить, что при $\lambda = 5,1, 8,9$ и $14,6$ мм в присутствии пленки масла наблюдается хорошее совпадение экспериментальных зависимостей $\bar{F}_{03}(\theta)$ с эмпирической зависимостью центральной доплеровской частоты, приведенной в [13]:

$$F_0(\theta) = F_{0\max} \cos^{2,5} \theta \quad \text{при } 0 \leq \theta \leq 30^\circ. \quad (4)$$

Например, на $\lambda = 8,9$ мм линейная регрессия $\bar{F}_{03}(\theta)$ и $F_0(\theta)$ из (4) дает значения близкие к $-0,73$ и $-0,697$, соответственно.

Сравнительный анализ данных в разных частотных каналах был проведен с применением безразмерной величины, именуемой в [20] азимутальной частотной анизотропией:

$$\xi(\theta) = \left[1 - \bar{F}_{0\text{фз}}(\theta) / \bar{F}_{0\text{фз}}(0^\circ) \right] \times 100\%.$$

Зависимости $\xi(\theta)$ для чистой поверхности воды и воды в присутствии пленки масла приведены на рис. 9, б.

Видно, что в условиях чистой воды зависимо-

сти $\xi(\theta)$ во всех частотных каналах сосредоточены внутри сектора, ограниченного прямыми 1 и 2 при $0,43 < k < 0,57$. В присутствии масляной пленки зависимости $\xi(\theta)$ на длинах $14,6$ и $8,9$ мм располагаются круче прямой 3 ($k \geq 0,71$) и на длинах 29 и 100 мм становятся более пологими, чем прямая 4 ($k \leq 0,25$). Абсолютные изменения частот при этом невелики – для $9,3$ и $35,2$ ГГц они составляют -15% и $+25\%$ соответственно, однако при сопоставлении каналов разность становится более весомой:

$$\Delta\xi = \xi(90^\circ, 8,9\text{мм}) - \xi(90^\circ, 29\text{мм}) \cong 40\%.$$

Анализ влияния ПАВ на азимутальные зависимости ширины спектров и $n(\theta)$, выявили возрастание скорости сужения полосы частот и скорости спада спектров во всех частотных каналах в присутствии ПАВ. Последнее, однако, справедливо для всех длин волн кроме 100 мм.

Сопоставление величин анизотропии, полученных в натурных и лабораторных условиях, приведено в табл. 2, откуда следует, что величина анизотропии обратно пропорциональна длине ЭМВ и коэффициенту поверхностного натяжения.

Таблица 2

Величины азимутальной анизотропии в лабораторных и натурных условиях

Коэффициент поверхностного натяжения жидкости, Н/м	Усредненная азимутальная анизотропия, %							
	10см		2,9см		8,9мм		5,1мм	
	A*	B*	A*	B*	A*	B*	A*	B*
0,074	30	25,5	41	26,5	50,1	32,7	58	43,5
0,056	42,5	23,8	37,5	14,7	52	41	70,5	51
0,0426	29,3	–	49,3	31,2	57,6	54,6	76	54
0,035	35	–	71	–	85,5	–	89	–

A* – данные лабораторных измерений; B* – данные натурных измерений.

На рис. 3 и рис. 8 прослеживается бимодальная структура спектров рассеянных сигналов, кроме сигнала длиной 100 мм. По-видимому, это вызвано рассеиванием, имеющим нерезонансную природу и приводящим к низкочастотной амплитудной модуляции (АМ) отраженных сигналов и появлению дополнительного подъема в спектре.

Это предположение подтверждает лабораторный эксперимент по изучению рассеивания ЭМВ разных диапазонов на квазимонохроматических ГКВ. Волнение возбуждалось механическим волнопродуктором, питаемым от генератора НЧ (ГНЧ). При облучении возбуждаемой волновой системы наблюдался спектр отраженного сигнала в виде достаточно стабильной по амплитуде компоненты и ее высших гармоник, частоты которых полностью определялись частотой сигнала ГНЧ, что указывает на АМ происхождения спектра. Сигнал модулировался изменением ЭПР ближних к приемопередатчику гребней волн, появляющихся и исчезающих в ДН с

частотой генерации ГНЧ. При перестройке частоты ГНЧ при примерном выполнении условия:

$$\Lambda \approx \lambda / 2 \cos \psi$$

в промежутке между первой и второй гармониками возникала флуктуирующая спектральная компонента на частоте, совпадающей с $F_{0\text{ф}}$ в (3). Зависимость величины частоты этой компоненты от λ , азимута облучения волновой системы и угла скольжения ψ указывали на то, что она представляла собой доплеровский спектр отраженного сигнала. Спектральная плотность данной компоненты на $30 - 35$ дБ ниже АМ компоненты, что, обусловлено сравнительно малым количеством периодов волн ($10 - 15$ периодов), попадающих в «освещенную» антенной область и участвующих в резонансном рассеивании сигнала. Соотношения между частотами стабильной АМ компоненты спектра и доплеровской компоненты примерно соответствовали соотношениям максимумов в спектрах на рис. 8 для соответствующих длин волн.

Из экспериментальных данных следует, что присутствие достаточно малых количеств нерастворимых ПАВ, создающих пленки толщиной в несколько молекулярных слоев, и растворимых, в концентрации не выше 0,3 %, вызывают устойчивые изменения в спектрах отраженных сигналов СВЧ и КВЧ диапазонов. Эти изменения заключаются: в уменьшении спектральных плотностей сигналов на 25-40 дБ, соответственно; уменьшении доплеровских частот на величину от 15 до 30 %; сужении доплеровских спектров, в 2 – 2,5 раза; росте крутизны спада спектральной плотности в высокочастотной области и росте частотной пространственной анизотропии сигналов. Величины данных изменений обратно пропорциональны длине волны облучающего поля. При этом пленка ПАВ оказывает слабое влияние на состояние ГКВ и, как следствие, на резонансно рассеиваемые ими ЭМВ.

Анализ источников не выявил бесспорных механизмов, объясняющих зависимость пространственных спектров сигналов миллиметрового диапазона от присутствия ПАВ в воде. Касаясь данного вопроса, Айткен указывал в свое время, что действие масла в основном сводится к упорядочению движения поверхностных слоев, вызванного ветром. Чистая поверхность, не имеющая поверхностной плёнки, движется под действием порывистого ветра в разных направлениях и с переменной скоростью, что создаёт беспорядочную, интерферирующую рябь [15]. Масляная плёнка выравнивает это движение на значительных площадях, затрудняя возбуждение ряби и приводя к появлению анизотропии пространственного спектра ряби.

С точки зрения энергетики волнового движения и его развития, перенос энергии происходит за счет межволнового взаимодействия в весьма узком интервале волновых чисел $d\bar{\chi}$ и значительно медленнее поступления энергии от воздушного потока [12]. Происходит насыщение компонент волнения, приводящее не только к заострению и обрушиванию гребней, но и пространственному «выдавливанию» и расширению углового спектра. Повышение вязкости поверхностного слоя повышает диссипацию избыточной энергии и, тем самым, сужает угловой спектр волн. Происходит то, что Айткен называет упорядочиванием движения ряби.

С возникновением двухмасштабного волнения, происходит пространственная модуляция свойств пленки, приводящая к специфическим изменениям рассеиваемых сигналов [21, 22]. Это может приводить к пространственным изменениям фазовой скорости резонансных рассеивателей и к росту частотной анизотропии в присутствии ПАВ.

Следует отметить, что при больших количествах разлитых ПАВ образуются пленки, которые

практически полностью гасят капиллярное волнение, что делает применение спектральных методов также проблематичным.

Метеорологические ограничения использования частотных признаков ПАВ связанные, прежде всего, с развивающимся крупномасштабным волнением оказывают маскирующее действие. Происходит расширение доплеровских и амплитудных спектральных компонент, приводящее к их полному слиянию под общей огибающей. Например, гладкие усредненные спектры сигналов СВЧ диапазона, рассеянных развитым морским волнением, представленные в [23], исходя из описанных там условий экспериментов, претерпели такое слияние. Кроме того, само существование сликов, как целостных образований, также имеет свой физический предел. При уровнях волнения свыше 2-3 баллов слики фрагментируются, теряют свою активность и разрушаются [24]. Это относится также и к естественным неоднородностям водной поверхности, которые при развитии волнения теряют контраст и исчезают.

Заключение

Полученные в натурных и лабораторных экспериментах результаты позволяют сделать непротиворечивые выводы о наличии устойчивых закономерностей в изменении основных частотных и пространственных параметров доплеровских спектров КВЧ и коротких СВЧ сигналов. Наиболее выпукло эти закономерности проявляются при сопоставлении миллиметровых волн и длинных сантиметровых волн, основными рассеивателями которых являются, соответственно, КВ и ГКВ.

Представленные результаты получены в условиях преобладания резонансного механизма рассеивания и могут быть использованы для формирования комплексных многочастотных признаков присутствия ПАВ на воде в подобных условиях. Таким образом, при уровнях волнения от 1 до 3 баллов, изменения спектральных параметров могут служить дополнительными информативными признаками присутствия антропогенных сликов. Это может найти самостоятельное применение, а также в комплексе с другими методами дистанционного зондирования или же точечного контактного контроля акваторий.

Эксперименты обнаружили высокую чувствительность частотных эффектов к пленкам толщиной в несколько молекулярных слоев, что может быть полезно при обнаружении малоконтрастных сликов, возникающих при разливах небольших объемов ПАВ.

Литература

1. Коровин Л.К. Балтийская стратегия / Л.К. Коровин // МОРСКАЯ РОССИЯ. – 2000. – Т.6, № 5. – С. 43-44.
2. Hugh Rossi Coastal zone protection and planning. Report and Minutes of Proceedings House of Commons Environment Committee (Second Report) [Электронный ресурс] / Hugh Rossi, Robert B. Jones. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.jstor.org/stable/40113604>.
3. Иванов А. Применение средств космической радиолокации для мониторинга морской добычи и транспортировки нефти / А. Иванов, А. Островский // Технологии ТЭК. – 2003. – №6. – С. 58-64.
4. Hamilton L.J. Bibliography of Wind-Wave Data and Publication for the Coastal Regions of Australia [Электронный ресурс] / L.J. Hamilton. – Режим доступа к ресурсу: www.dsto.defence.gov.au/publications/1885/DSTO-GD-0116.pdf.
5. Караев В.Ю. Исследование проявления сликов на морской поверхности в доплеровском спектре отраженного радиолокационного СВЧ-сигнала / В.Ю. Караев, М.Б. Каневский, Е.М. Мешков // Препринт ИПФ РАН. – №741. – Нижний Новгород, 2007. – С. 20.
6. Боев А.Г. К теории радиолокационного контраста морского волнения при наличии пленки поверхностно-активного вещества / А.Г. Боев, Г.Э. Карвицкий // Радиофизика и радиоастрономия. – 1997. – Т.2, №3. – С. 281-287.
7. Оценка параметров нефтяной пленки на морской поверхности методом многочастотного радиолокационного зондирования / А.Г. Боев, Г.Э. Карвицкий, А.Я. Матвеев, В.Н. Цымбал // Радиофизика и радиоастрономия. – 1998. – Т.3, № 1. – С. 43-48.
8. Узленков А.В. Влияние поверхностно-активного вещества на угловые свойства спектров сигналов сантиметрового и миллиметрового диапазонов, рассеянных водной поверхностью / А.В. Узленков, В.И. Луценко, В.Ф. Павленко // Радиофизика и электроника: сб. научн. тр. Ин-та радиофизики и электрон. НАН Украины. – Т.10, №3. – Х., 2005. – С. 413-421.
9. Левич В.Г. Физико-химическая гидродинамика / В.Г. Левич. – М.: Физматгиз, 1959. – 700 с.
10. Лайтхилл Дж. Волны в жидкости: пер с англ. / Дж. Лайтхилл. – М.: Мир, 1981. – 598 с.
11. Обратное рассеяние сантиметровых радиоволн взволнованной поверхностью моря при малых углах скольжения / А.И. Калмыков, И.Е. Островский, А.Д. Розенберг, И.М. Фукс // Изв. вузов. Радиофизика. – 1966. – Т.9, №6. – С. 1095-1099.
12. Филиппс О.М. Динамика верхнего слоя океана: пер с англ. / О.М. Филиппс. – Л.: Гидрометеоздат, 1980. – 319 с.
13. Кулемин Г.П. Рассеяние миллиметровых радиоволн поверхностью Земли под малыми углами / Г.П. Кулемин, В.Б. Разказовский. – К.: Наук. думка, 1987. – 285 с.
14. Узленков А.В. Использование широкоугольной оптической системы для анализа капиллярного волнения в жидкости / А.В. Узленков // Радиофизика и электроника: сб. научн. тр. Ин-та радиофизики и электрон. НАН Украины. – Х., 2006. – Т.11, №3. – С. 456-466.
15. Адам Н.К. Физика и химия поверхностей / Н.К. Адам. – М.: ОГИЗ, 1947. – 552 с.
16. Басс Ф.Г. Рассеяние волн на статистически неровной поверхности / Ф.Г. Басс, И.М. Фукс. – М.: Наука, 1972. – 424 с.
17. Ветровые волны / Под ред. Ю.М. Крылова. – М.: Изд-во иностр. лит., 1962. – 441 с.
18. Розенберг А.И. Сдвиг частоты при рассеянии радиоизлучения взволнованной поверхностью моря / А.И. Розенберг, И.Е. Островский, А.И. Калмыков // Изв. вузов. Радиофизика. – 1966. – Т.9, №2. – С. 234-240.
19. Кулемин Г.П. Модель помехи, создаваемой обратным рассеянием от моря в диапазоне частот 1-100 ГГц / Г.П. Кулемин, Е.А. Горошко // Радиофизика и электроника: сб. научн. тр. Ин-та радиофизики и электрон. НАН Украины. – Х., 2001. – Т.6, №2. – С. 226-234.
20. Lutsenko V.I. Experimental research of the spectral, polarizing and azimuthal features of S-, Ka- and V-band backscattering by the water and petroleum surfaces / V.I. Lutsenko, A.V. Uzlenkov // MSMW'2001: International Symposium Proceedings. – Kharkov, 2001. – Vol. 2. – P. 408-410.
21. Ермаков С.А. Лабораторное исследование сильной модуляции радиолокационных сигналов при наличии длинных волн на воде с поверхностно-активной пленкой / С.А. Ермаков, И.А. Сергеевская, Ю.Б. Щегольков // Изв. ВУЗов. Радиофизика. – 2002. – Т.XLV, № 12. – С. 1025-1042.
22. Ермаков С.А. Динамика гравитационно-капиллярных волн в присутствии пленок поверхностно-активных веществ: автореф. дис. ... док. физ.-мат. наук: 25.00.29 / Ермаков Станислав Александрович; Н.-Новгород. ИПФ РАН. – СПб., 2008. – 39 с.
23. Экспериментальные исследования радиолокационных сигналов, рассеянных морской поверхностью в диапазоне СВЧ / И.Д. Гонтарь, Ф.В. Кивва, В.Ю. Рязанцев и др. // Радиофизические исследования Мирового океана: сб. научн. тр. Ин-та радиофизики и электрон. НАН Украины. – Х., 1992. – С. 51-79.
24. Радиолокационные исследования неоднородностей поверхности океана / А.М. Волков, В.Б. Ефимов, А.С. Курекин, А.П. Пичугин, А.А. Прозоровский // Успехи современной радиоэлектроники. – 2003. – №10. – С. 41-53.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов» В.В. Лукин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ВПЛИВИ ПОВЕРХНЕВО-АКТИВНИХ РЕЧОВИН НА СПЕКТРИ НВЧ І КВЧ СИГНАЛІВ ПРИ ЗОНДУВАННІ СХВИЛЬОВАНОЇ ПОВЕРХНІ ВОДИ

О.В. Узленков

Представлені результати лабораторних і натурних експериментів, присвячених вивченню зондування радіолокації схвильованої водної поверхні в сантиметровому і міліметровому діапазонах довжин хвиль. Розглянутий вплив плівок поверхнево-активних речовин на частотні і просторові властивості розсіяних водою сигналів в умовах переважання резонансного механізму розсіювання електромагнітного поля. Обговорюється можливість використання цих ефектів для підвищення контрасту антропогенних забруднень.

Ключові слова: дистанційне зондування, морське хвилювання, капілярні хвилі, гравітаційні хвилі, радіолокація, доплерівські спектри, поверхнево-активні речовини, забруднення, сліки.

INFLUENCE OF SUPERFICIALLY-ACTIVE SUBSTANCES ON SPECTRA OF SIGNALS BACK SCATTERED BY THE DISTURBED SURFACE OF WATER

A.V. Uzlenkov

The results of laboratory and models experiments of the study of the remote sensing of the disturbed water surface in SHF and EHF ranges of signals are represented. Influence of superficially-active matters slicks on frequency and spatial areas of the signals in the conditions of predominance of resonance mechanism of back scattering is considered. Possibility of use of these effects for the increase of the slick's contrast and its detection is discussed.

Key words: remote sensing, marine disturbance, capillary waves, gravity waves, radio location, Doppler spectra, superficially-active matters, contaminations, slick.

Узленков Александр Валентинович – ведущий инженер отдела №31 «Физические основы радиолокации» Института радиофизики и электроники им. А.Я. Усикова Национальной академии наук Украины, Харьков, Украина, e-mail: uzlenkov31@ire.kharkov.ua.

УДК 629.7.072:88.4

О.М. РЕВА¹, С.О. ДМІТРІЄВ², В.А. ШУЛЬГІН³, О.М. ДМІТРІЄВ³, С.В. НЕДБАЙ⁴¹ Кіровоградський національний технічний університет, Кіровоград, Україна² Київський національний авіаційний університет, Україна³ Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна⁴ Головний сертифікаційний та навчальний центр цивільної авіації, Україна

АЛГОРИТМІЗАЦІЯ ПРОЦЕДУРИ АГРЕГУВАННЯ НЕЧІТКИХ ОЦІНОК ТОЧНОСТІ ПІЛОТУВАННЯ НА ЛЬОТНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

Стаття присвячена вирішенню проблеми адаптації методів нечіткої математики для розробки нечітких моделей, критеріїв і нормативів оцінки точності пілотування повітряних суден льотним складом. Враховуючи, що тільки узагальнена оцінка точності пілотування володіє системною властивістю емерджентності та застосовуючи метод Дюбуа-Прада, розроблена процедура агрегування окремих (частинних, локальних) якісних оцінок техніки пілотування з реалізацією принципу гарантійного підходу. Для визначення ступеню близькості аналітичних функцій належності в розвиток понять Хеммінгова і Евклідова відносних відстаней, введено поняття відносної інтегральної відстані. Розроблений алгоритм формування агрегуюваної загальної оцінки точності пілотування за умови використання в процесі тренажерної підготовки засобів об'єктивного контролю.

Ключові слова: тренажерна підготовка пілотів, рівень професійної підготовленості пілотів, методи теорії якості, теорії вимірювань, теорії нечіткої математики та психології праці, лінгвістична змінна "точність пілотування", функції належності, моделі агрегування оцінок по окремих параметрах польоту.

Постановка проблеми

Аналіз професійної діяльності льотного складу (ЛС) виявив постійні джерела нечіткості і невизначеності нестохастичного характеру. Це несе за собою необхідність доповнення традиційних форм і методів оцінки рівня професійної підготовки ЛС (ППЛС) якісними (нечіткими) критеріями і нормативами. При цьому нормативні документи ІКАО лише декларують такий підхід. Результати ж наукових досліджень в області моделювання нечіткого управління повітряним судном (ПС), що отримані в СНД, на сьогоднішній день знайшли подальший розвиток і застосування фактично переважно в напрямку технічної експлуатації ПС.

Аналіз досліджень і публікацій. Зазначимо, що існуюча на теперішній час в цивільній авіації (ЦА) СНД система управління ППЛС була сформована понад 30 років тому, спирається на статистично-імовірнісні моделі кваліметрії рівнів ПП, була побудована без врахування базових положень теорії вимірів, теорії якості та методів психології праці, неповною мірою враховує різноманіття навіть очікуваних умов експлуатації ПС і не є досконалою. Проблема набуває особливої значущості на сьогоденному етапі переходу вітчизняних авіакомпаній на експлуатацію сучасних ПС з надзвичайно висо-

ким рівнем автоматизації польоту, що фактично приводить до руйнації у ЛС навичок ручного пілотування і є надзвичайно небезпечним для безпеки польотів (БП) при відмові відповідних систем. При цьому дослідження питань застосування нових підходів до вимірів якості експлуатації АТ і професійної діяльності екіпажів ПС (ЕПС), що базуються на методах теорії нечітких множин і лінгвістичних змінних, ми знаходимо, на жаль, лише в обмеженого числа авторів (А.А. Туник, О.М. Рева, В.І. Моржов, В.А. Шульгін (Україна), В.А. Боднер, В.А. Горячев, І.Е. Бурдун (РФ) та деякі інші), що створює певний пробіл у безперервному ланцюзі вдосконалювання процесів експлуатації ПС і формуванні надійності професійного пілота.

Постановка завдання. Мета статті полягає у розробці автоматизованих технологій та процедур визначення агрегуюваної оцінки точності пілотування пілотів на тренажері з використанням засобів об'єктивного контролю і методів нечіткої математики.

Нечітка модель агрегування якісних оцінок точності пілотування

Враховуючи практику оцінювання рівня ППЛС, для агрегування оцінок точності пілотування

(ТП) по окремих параметрах та елементах польоту, нами пропонується модель агрегування, умовно названа "планування по вузькому місцю" [1, 2] з можливістю незначної компенсації оцінки, визначеної за допомогою адитивної функції агрегування. Компенсація, на наш погляд, повинна являти собою перевищення показника "по вузькому місцю" на один ранг мінімальної окремої оцінки ТП. Якщо мінімальна окрема оцінка дорівнює щонайгіршій оцінці на шкалі, за якою відбувається вимірювання, то загальна оцінка приймається рівною цій щонайгіршій оцінці. На шкалі, що запропонована (табл. 1), такою оцінкою є оцінка "надзвичайно низька точність пілотування". При цьому з огляду на те, що якісні оцінки описуються за допомогою функцій належності (ФН) [3 – 7], адитивна загальна оцінка по ТП визначається так:

$$\mu_{\Sigma} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{n=1}^N \mu_{in}, \quad (1)$$

де N – загальна кількість окремих оцінок ТП;

μ_{in} – функція належності i -ї оцінки по n -му параметру.

Таблиця 1

Якісна шкала оцінок точності пілотування

Оцінка, $\tilde{R}_i$	Якісна оцінка
$\tilde{R}_7$	Незвичайно висока точність пілотування
$\tilde{R}_6$	Дуже висока точність пілотування
$\tilde{R}_5$	Висока точність пілотування
$\tilde{R}_4$	Середня точність пілотування
$\tilde{R}_3$	Низька точність пілотування
$\tilde{R}_2$	Дуже низька точність пілотування
$\tilde{R}_1$	Незвичайно низька точність пілотування

Розв'язання (1) зручно здійснити за методом Дюбуа - Прада [4, 5, 8].

В теорії нечітких множин для оцінки ступеня близькості ФН, побудованих по дискретних значеннях, використовується відносна лінійна відстань Хеммінгу або відносна евклідова відстань [4].

У зв'язку з тим, що ФН описані за допомогою аналітичних виразів, уявляється можливим використовувати більш точний показник – відносну інтегральну відстань [9]:

$$g(\tilde{R}_i, \tilde{R}_{\Sigma}) = \frac{\int_{x_{\min}}^{x_{\max}} |\mu_{\tilde{R}_i}(x) - \mu_{\tilde{R}_{\Sigma}}(x)| dx}{\int_{S_i} \mu_{\tilde{R}_i}(x) + \int_{S_{\Sigma}} \mu_{\tilde{R}_{\Sigma}}(x)}, \quad (2)$$

де $x_{\min} = \min_x [S_i \cup S_{\Sigma}]$; $x_{\max} = \max_x [S_i \cup S_{\Sigma}]$;

S_i, S_{Σ} – носії нечітких чисел $\tilde{R}_i$ і $\tilde{R}_{\Sigma}$.

Оскільки загальна оцінка володіє системною властивістю емерджентності, її чисельне значення визначається за правилом:

$$\text{Загальна оцінка} = \begin{cases} \tilde{R}_i, & \text{якщо } \tilde{R}_{\min} = \tilde{R}_i; \\ \tilde{R}_{\min}, & \text{якщо} \\ g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_{\Sigma}) \geq g(\tilde{R}_{\Sigma}, \tilde{R}_{\min+1}); \\ \tilde{R}_{\min+1}, & \text{якщо} \\ g(\tilde{R}_{\Sigma}, \tilde{R}_{\min}) > g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_{\Sigma}), \end{cases} \quad (3)$$

де $\tilde{R}_{\min}$ – мінімальна оцінка з комбінації окремих оцінок ТП;

$\tilde{R}_{\min+1}$ – оцінка на один ранг вище за мінімальну оцінку ТП.

Агрегування оцінок точності пілотування за допомогою програмного забезпечення при використанні засобів об'єктивного контролю на тренажері

Розглянемо ФН оцінок ТП з рангами $\tilde{R}_{\min}$, $\tilde{R}_{\min+1}$, а також ФН загальної адитивної оцінки ТП для випадку, коли $\tilde{R}_{\min} \neq 1$ (рис. 1).

В загальному випадку значення m_{Σ} ФН загальної адитивної оцінки ТП визначається за формулою:

$$m_{\Sigma} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^6 m_{\tilde{R}_i} n_i, \quad (4)$$

де $m_{\tilde{R}_i}$ – значення m ФН оцінки i -го рангу;

n_i – кількість окремих оцінок i -го рангу.

Права гілка визначається величиною $\sigma \in [m_{\Sigma}, 1]$:

$$\sigma_R = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^7 \sigma_{\tilde{R}_i} n_i, \quad (5)$$

де $\sigma_{\tilde{R}_i}$ – значення σ ФН оцінки i -го рангу.

Ліва гілка описується величинами:

$$\sigma_{L_1} \in [0, x_{L_1}], \quad \sigma_{L_2} \in [x_{L_1}, x_{L_2}], \quad \sigma_{L_3} \in [x_{L_2}, m_{\Sigma}]$$

і m_{L_1}, m_{L_2} :

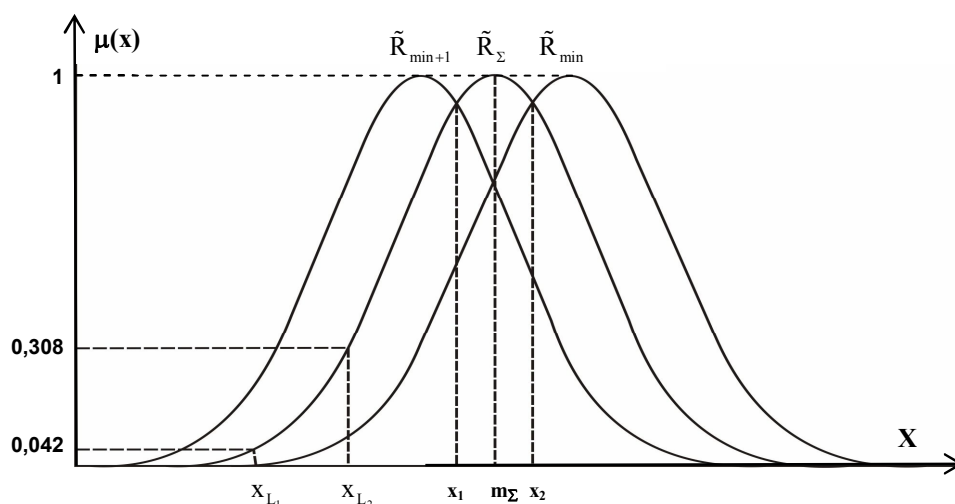
$$\sigma_{L_1} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^4 \sigma_{\tilde{R}_i} n_i, \quad (6)$$

$$\sigma_{L_2} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^5 \sigma_{\tilde{R}_i} n_i, \quad (7)$$

$$\sigma_{L_3} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^6 \sigma_{\tilde{R}_i} n_i, \quad (8)$$

$$m_{L_1} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^4 \sigma_{\tilde{R}_i} n_i, \quad (9)$$

$$m_{L_2} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^5 \sigma_{\tilde{R}_i} n_i. \quad (10)$$

Рис. 1. Характерні точки функцій належності $\tilde{R}_{\min+1}$, $\tilde{R}_{\Sigma}$ і $\tilde{R}_{\min}$

Значення координат x_{L1} , x_{L2} визначаються за формулами:

$$x_{L1} = \frac{m_{L1}\sigma_{L2} - m_{L2}\sigma_{L1}}{\sigma_{L2} - \sigma_{L1}}, \quad (11)$$

$$x_{L2} = \frac{m_{L2}\sigma_{L3} - m_{\Sigma}\sigma_{L2}}{\sigma_{L3} - \sigma_{L2}}. \quad (12)$$

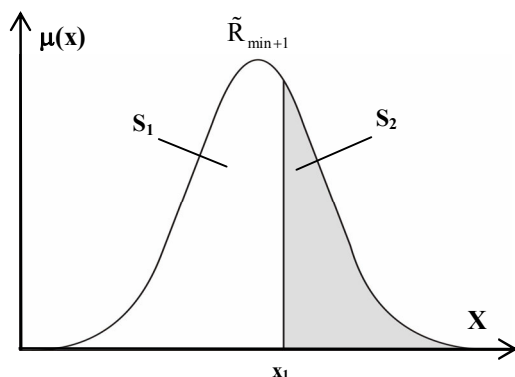
Координата точки x_1 відповідає перетину ФН $\mu_{\tilde{R}_{\min+1}}$ і $\mu_{\tilde{R}_{\Sigma}}$:

$$x_1 = \frac{m_{\tilde{R}_{\min+1}}\sigma_{L3} + m_{\Sigma}\sigma_{\tilde{R}_{\min+1}}}{\sigma_{\tilde{R}_{\min+1}} + \sigma_{L3}}. \quad (13)$$

Точка перетину ФН $\mu_{\tilde{R}_{\Sigma}}$ і $\mu_{\tilde{R}_{\min}}$ має координату x_2 :

$$x_2 = \frac{m_{\Sigma}\sigma_{\tilde{R}_{\min}} + m_{\tilde{R}_{\min}}\sigma_{\tilde{R}_{\Sigma}}}{\sigma_{\tilde{R}_{\Sigma}} + \sigma_{\tilde{R}_{\min}}}. \quad (14)$$

Для визначення відносних інтегральних відстаней $g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_{\Sigma})$ і $g(\tilde{R}_{\Sigma}, \tilde{R}_{\min})$ заздалегідь розраховуються площі S_i , $i = \overline{1, 10}$. Зокрема, площі S_1 і S_2 (рис. 2):

Рис. 2. Графічне зображення площ S_1 і S_2

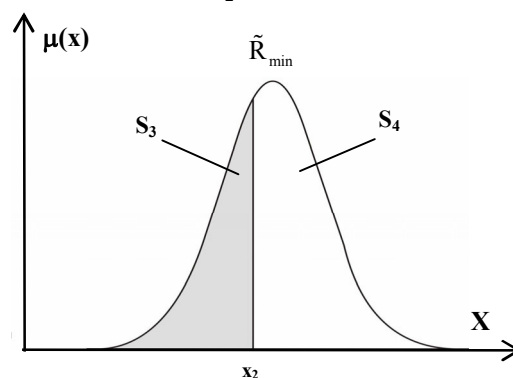
$$S_1 = \int_0^{x_1} \mu_{\tilde{R}_{\min+1}}(x) \cdot dx, \quad (15)$$

$$S_2 = \int_{x_1}^1 \mu_{\tilde{R}_{\min+1}}(x) \cdot dx. \quad (16)$$

Площі S_3 і S_4 (рис. 3):

$$S_3 = \int_0^{x_2} \mu_{\tilde{R}_{\min}}(x) \cdot dx, \quad (17)$$

$$S_4 = \int_{x_2}^1 \mu_{\tilde{R}_{\min}}(x) \cdot dx. \quad (18)$$

Рис. 3. Графічне зображення площ S_3 і S_4

Площі S_5 , S_6 , S_7 , S_8 , S_9 , S_{10} (рис. 4):

$$S_5 = \int_{m_{\Sigma}}^{x_2} \mu_{\tilde{R}}(x) \cdot dx, \quad (19)$$

$$S_6 = \int_{x_2}^1 \mu_{\tilde{R}}(x) \cdot dx, \quad (20)$$

$$S_7 = \int_0^{x_{L1}} \mu_{L1}(x) \cdot dx, \quad (21)$$

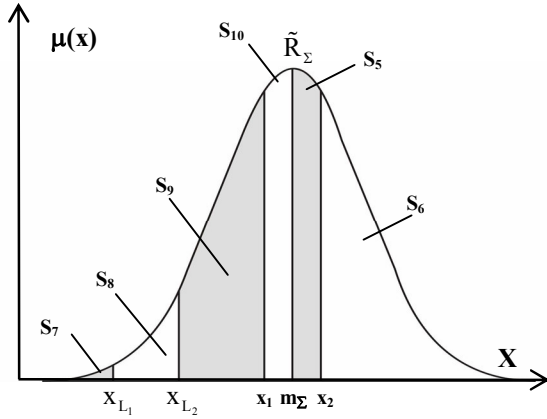


Рис. 4. Графічне зображення площ $S_5, S_6, S_7, S_8, S_9, S_{10}$

$$S_8 = \int_{x_{L1}}^{x_{L2}} \mu_{L2}(x) \cdot dx, \quad (22)$$

$$S_9 = \int_{x_{L2}}^{x_1} \mu_{L3}(x) \cdot dx, \quad (23)$$

$$S_{10} = \int_{x_1}^{m_\Sigma} \mu_{L3}(x) \cdot dx. \quad (24)$$

Відносні інтегральні відстані:

$$g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma) = \frac{S_1 - S_7 - S_8 - S_9 + S_{10} + S_5 + S_6 - S_2}{S_1 + S_2 + S_5 + S_6 + S_7 + S_8 + S_9 + S_{10}} \quad (25)$$

$$g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min}) = \frac{S_7 + S_8 + S_9 + S_{10} + S_5 - S_3 + S_4 - S_6}{S_3 + S_4 + S_5 + S_6 + S_7 + S_8 + S_9 + S_{10}}. \quad (26)$$

З наведеного витікає такий підхід визначення інтегральної (агрегованої, узагальненої) оцінки ТП:

$$\text{Загальна оцінка} = \begin{cases} \tilde{R}_{\min+1}, & \text{якщо} \\ g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma) < g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min}); \\ \tilde{R}_{\min}, & \text{якщо} \\ g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma) \geq g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min}). \end{cases} \quad (27)$$

Всі розрахунки доцільно проводити з урахуванням помилки I роду, тобто набір окремих оцінок, отриманих за політ, заздалегідь замінити набором, який враховує середньостатистичну кількість оцінок i-го рангу, помилково прийнятих за оцінки рангу (i+1).

Враховуючи вищесказане, нами був побудований такий алгоритм визначення загальної оцінки ТП, який може бути реалізований в програмному забезпеченні Microsoft Excel:

1. Визначити ранг мінімальної окремої оцінки:

$$\tilde{R}_{\min} = \min_i \tilde{R}_i.$$

2. Перевірити умову: $\langle \tilde{R}_{\min} = \tilde{R}_1 \rangle$.

2.1. Якщо $R_{\min} \neq \tilde{R}_1$ – перейти до п. 3.

2.2. Якщо $\tilde{R}_{\min} = \tilde{R}_1$ – то привласнити значення: Загальна оцінка $= \tilde{R}_1$.

3. Вибрати величини $m_{\tilde{R}_{\min}}$, $\sigma_{\tilde{R}_{\min}}$, $m_{\tilde{R}_{\min+1}}$, $\sigma_{\tilde{R}_{\min+1}}$.

4. Привласнити значення лічильника $i = \tilde{R}_{\min}$.

5. Визначити середньостатистичну кількість оцінок i-го рангу помилково але прийнятих за оцінки рангу (i + 1): $\Delta n = \frac{\alpha_{\text{пом},i} n_i}{1 - \alpha_{\text{пом},i}}$.

6. Порівняти Δn і n_{i+1} .

6.1. Якщо $\Delta n > n_{i+1}$, то $n_{i+1} = 0$, $n_i = n_i + n_{i+1}$, – слід перейти до п. 7.

6.2. Якщо $\Delta n \leq n_{i+1}$, то $n_{i+1} = n_{i+1} - \Delta n_i$, $n_i = n_i + \Delta n_i$.

7. Перевірити умову: $\langle i = 6 \rangle$.

7.1. Якщо $i = 6$, – то перейти до п. 8.

7.2. Якщо $i \neq 6$, то $i = i + 1$, – перейти до п. 5.

8. Визначити значення m_Σ за формулою (4).

9. Порівняти значення m_Σ і $m_{\tilde{R}_{\min+1}}$.

9.1. Якщо $m_\Sigma > m_{\tilde{R}_{\min+1}}$ – перейти до п. 10.

9.2. Якщо $m_\Sigma \leq m_{\tilde{R}_{\min+1}}$ – перейти до п. 33.

10. Перевірити умову: $\langle n_6 = 0 \rangle$.

10.1. Якщо $n_6 = 0$, – то $m_{L1} = m_\Sigma$, – перейти до п. 11.

10.2. Якщо $n_6 \neq 0$, – то обчислити m_{L1} за формулою (10).

11. Перевірити умову: $\langle n_5 = 0 \rangle$.

11.1. Якщо $n_5 = 0$, – то $m_{L1} = m_{L2}$, – перейти до п. 12.

11.2. Якщо $n_5 \neq 0$, – то m_{L1} обчислюється за формулою (9).

12. Визначити значення $\sigma_{\tilde{R}}$ за формулою (5).

13. Перевірити умову: $\langle n_7 = 0 \rangle$.

13.1. Якщо $n_7 = 0$, – то $\sigma_{L3} = \sigma_{\tilde{R}}$, – перейти до п. 14.

13.2. Якщо $n_7 \neq 0$, – $\sigma_{L3} = \sigma_{\tilde{R}}$ обчислюється за формулою (8).

14. Перевірити умову: $\langle n_6 = 0 \rangle$.

14.1. Якщо $n_6 = 0$, – то $\sigma_{L2} = \sigma_{L3}$, – перейти до п. 15.

14.2. Якщо $n_6 \neq 0$, то σ_{L2} обчислюється за формулою (7).

15. Перевірити умову: $\langle n_5 = 0 \rangle$.
 - 15.1. Якщо $n_5 = 0$, – то $\sigma_{L_1} = \sigma_{L_2}$, – перейти до п. 16.
 - 15.2. Якщо $n_5 \neq 0$, то m_L обчислюється за формулою (6).
16. Визначити значення x_1 за формулою (13).
17. Визначити значення x_2 за формулою (14).
18. Перевірити умову: $\langle \sigma_{L_2} = \sigma_{L_3} \rangle$.
 - 18.1. Якщо $\sigma_{L_2} = \sigma_{L_3}$, – то $x_{L_2} = x_1$, – перейти до п. 19.
 - 18.2. Якщо $\sigma_{L_2} \neq \sigma_{L_3}$, – то обчислюємо x_{L_2} за формулою (12).
19. Перевірити умову: $\langle \sigma_{L_1} = \sigma_{L_2} \rangle$.
 - 19.1. Якщо $\sigma_{L_1} = \sigma_{L_2}$, – то $x_{L_1} = x_{L_2}$, – перейти до п. 20.
 - 19.2. Якщо $\sigma_{L_1} \neq \sigma_{L_2}$, – то x_{L_1} обчислюється за формулою (11).
20. Визначити значення S_1 за формулою (15).
21. Визначити значення S_2 за формулою (16).
22. Визначити значення S_3 за формулою (17).
23. Визначити значення S_4 за формулою (18).
24. Визначити значення S_5 за формулою (19).
25. Визначити значення S_6 за формулою (20).
26. Визначити значення S_7 за формулою (21).
27. Визначити значення S_8 за формулою (22).
28. Визначити значення S_9 за формулою (29).
29. Визначити значення S_{10} за формулою (30).
30. Визначити значення $g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma)$ за формулою (25).
31. Визначити значення $g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min})$ згідно (26).
32. Перевірити умову:

$$\langle g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma) < g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min}) \rangle.$$
 - 32.1. Якщо $\langle g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma) < g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min}) \rangle$, – то перейти до п. 33.
 - 32.2. Якщо $\langle g(\tilde{R}_{\min+1}, \tilde{R}_\Sigma) \geq g(\tilde{R}_\Sigma, \tilde{R}_{\min}) \rangle$, – то перейти до п. 34.
33. Привласнити значення
Загальна оцінка $= \tilde{R}_{\min+1}$.
34. Привласнити значення
Загальна оцінка $= \tilde{R}_{\min}$.

Висновки

1. Розроблена модель агрегування окремих якісних оцінок ТП, особливість якої в тому, що спо-

чатку визначається оцінка за методом "планування за вузьким місцем", а потім розв'язується питання щодо можливості компенсації, тобто підвищення рангу оцінки за рахунок більш високих окремих оцінок ТП.

2. Для визначення характеристик адитивної функції належності адаптований і використаний метод складання нечітких чисел Дюбуа-Прада.

3. Розроблено процедуру обчислення відносної інтегральної відстані, як показника ступеня подібності ФН.

4. Розроблений алгоритм агрегування, що враховує помилки першого роду, і на його основі, в середовищі Microsoft Excel реалізована відповідна програма, яка може бути використана в засобах об'єктивного контролю встановлених на тренажерах.

5. Подальші дослідження слід проводити як у напрямку розробки методик, технологій і процедур застосування методів нечіткої математики для оцінювання рівня ПП членів ЕПС за іншими показниками їх професійної діяльності (безпомилковість, своєчасність та ін.), так і розробки інтелектуального модулю підтримки рішення інструктора тренажера щодо рівня ППЛС.

Література

1. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т. Т.3. Эффективность технических систем / Под общ. ред В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.
2. Рева О.М. Однокрокові методи рішення задач з векторним показником ефективності: методич. вказівки з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1996. – 23 с.
3. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений: пер. с англ. Н.И. Ринго; под ред. Н.Н. Моисеева, С.А. Орловского / Л. Заде. – М.: Мир, 1976. – 165 с.
4. Кофман А. Введение в теорию нечетких множеств: пер. с франц. В.Б. Кузьмина; под ред. С.И. Травкина / А. Кофман. – М.: Радио и связь, 1982. – 432 с.
5. Обработка нечеткой информации в системах принятия решений / А.К. Борисов, А.В. Алексеев, Г.В. Меркурьева и др. – М.: Радио и связь, 1989. – 304 с.
6. Зайченко Ю.П. Исследование операций: Нечеткая оптимизация / Ю.П. Зайченко. – К.: Вища школа, 1991. – 191 с.
7. Герасимов Б.М. Нечеткие множества в задачах проектирования, управления и обработки информации / Б.М. Герасимов, Г.Г. Грабовский, Н.А. Рюшин. – К.: Техніка, 2002. – 140 с.

8. Дюбуа Д. Теория возможностей. Приложение к представлению знаний в информатике / Д. Дюбуа, А. Прад. – М.: Радио и связь, 1990. – 288 с.
9. Шульгін В.А. Нечітка модель агрегування окремих якісних оцінок техніки пілотування /

В.А. Шульгін // Сучасні наукові дослідження – 2006: М-ли II Міжнар. наук.-практ. конф. – Дніпропетровськ: Наука і освіта, 2006. – Т.34. Психологія і соціологія. – С. 9-13.

Надійшла до редакції 24.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

АЛГОРИТМИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУРЫ АГРЕГИРОВАНИЯ НЕЧЕТКИХ ОЦЕНОК ТОЧНОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ НА ЛЕТНЫХ ТРЕНАЖЕРАХ

А.Н. Рева, С.А. Дмитриев, В.А. Шульгин, О.Н. Дмитриев, С.В. Недбай

Статья посвящена решению проблемы адаптации методов нечеткой математики для разработки нечетких моделей, критериев и нормативов оценки точности пилотирования воздушных судов летным составом. Учитывая, что обобщенная оценка техники пилотирования обладает системным свойством эмерджентности, и применяя метод Дюбуа-Прада, разработана процедура агрегирования отдельных качественных оценок техники пилотирования с реализацией принципа гарантированного подхода. Для определения степени близости аналитических функций принадлежности в развитие понятий Хемминга и Евклида относительных расстояний, введено понятие относительного интегрального расстояния. Разработан алгоритм агрегирования общей оценки точности пилотирования при условии применения в процессе тренажерной подготовки с помощью средств объективного контроля.

Ключевые слова: тренажерная подготовка пилотов, уровень профессиональной подготовки пилотов, методы теории качества, теории измерений, теории нечеткой математики и психологии труда, лингвистическая переменная "точность пилотирования", функции принадлежности, модели агрегирования оценок по отдельным параметрам полета.

DESIGNING PROCEDURE ALGORITHM OF AGGREGATING INDISTINCT ASSESSMENT OF THE ACCURACY OF PILOTING ON FLIGHT SIMULATORS

A.N. Reva, S.A. Dmitriev, V.A. Shulgin, O.N. Dmitriev, S.V. Nedbay

Article is devoted to solving the problem of adaptation methods of indistinct mathematics for the development of indistinct models, criteria and standards for assessing the accuracy of piloting aircraft flight crews. Given that the generalized score piloting technique has a system property of emergence, and applying the method of Dubois-Prada, developed a procedure for aggregation of individual qualitative assessments flying technique with the implementation of the principle of guaranteed approach. To determine the degree of closeness of analytic functions in the development of concepts Hamming and Euclidean relative distances, introduced the concept of relative integral distances. Developed algorithm for aggregating of the total estimates for the accuracy of piloting, subject for uses in process of training preparation by means of means of the objective control.

Key words: pilots' stimulator training, a professional standard, methods of the theory of quality, the theory of measurements, theories of indistinct mathematics and work psychology, a linguistic variable "accuracy of piloting", functions of an accessory, model of aggregation of separate estimations.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, e-mail: ran54@meta.ua.

Дмитрієв Сергій Олексійович – д-р техн. наук, професор, завідувач кафедрою збереження льотної придатності авіаційної техніки Київського національного авіаційного університету, e-mail: sad@nau.edu.ua.

Шульгін Валерій Анатолійович – канд. техн. наук, декан факультету льотної експлуатації Державної льотної академії України, e-mail: VAShulgin@ukr.net.

Дмитрієв Олег Миколайович – старший викладач кафедри льотної експлуатації Державної льотної академії України, e-mail: Dmitronik1970@rambler.ru.

Недбай Сергій Валерійович – генеральний директор ДП "Головний сертифікаційний та навчальний центр цивільної авіації України", e-mail: s.nedbay@rambler.ru.

УДК 658.012.23

Ю.А. БЕЛОКОНЬ

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

СИСТЕМНАЯ МОДЕЛЬ ОРГАНИЗАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В ИЕРАРХИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЕ ИСПОЛНИТЕЛЕЙ ПРОЕКТА КОМПЛЕКСНОЙ УТИЛИЗАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается комплексная утилизация авиационной техники (АТ). Предложена системная модель организационного взаимодействия в иерархической структуре исполнителей проекта комплексной утилизации АТ. Взаимодействие исполнителей представлено в виде четырехуровневой иерархической модели. В модели отображено, какие исполнители задействованы на отдельных этапах проекта. Угруппированы задачи отдельных исполнителей в рамках проекта утилизации АТ. Разработаны теоретико-множественные модели описания действий исполнителей проекта утилизации. Предложено формализованное представление этапов выполнения проекта утилизации с помощью регулярных схем сетей процессов.

Ключевые слова: утилизация авиационной техники, территориально распределенная организационная структура, системная модель, уровни исполнителей, этапы проекта, теоретико-множественная модель, регулярные схемы сетей процессов.

Введение

Одним из эффективных направлений привлечения внебюджетных средств на поддержку отраслей самолетостроения Украины, Военно-воздушных Сил Украины и гражданской авиации, Министерства обороны и чрезвычайных ситуаций является использование финансовых ресурсов, полученных в результате комплексной утилизации летательных аппаратов, принадлежащих этим ведомствам.

Опыт промышленно развитых стран показывает, что использование высокоэффективных технологий комплексной утилизации позволяет реабилитировать до 60 – 65% стоимости материальной части утилизированной техники.

В Украине практика утилизации свидетельствует о том, что только 10 – 15 % стоимости утилизированной техники реабилитируется. Большая же ее часть используется не по назначению.

Комплексная утилизация летательных аппаратов даст возможность проводить дефектацию узлов и агрегатов и на основании этого пополнять авиационные подразделения, в том числе и военные, запасными частями с ресурсом.

Полученные вследствие комплексной утилизации запасные части и агрегаты с ресурсом дадут возможность проводить ремонт авиационной техники в Украине без посредников для «третьих» стран.

Кроме того, необходимо отметить, что изделия авиационной техники по своим конструктивно-технологическим решениям и использованию материалов относятся к уникальным изделиям, в конст-

рукциях которых обобщен передовой опыт и знания в отрасли самолетостроения. Поэтому при утилизации этого вида техники, с целью дальнейшего развития самолетостроения в Украине, целесообразно обеспечить не только получение финансовых ресурсов в результате реализации составляющих комплексной утилизации авиационной техники, а обобщить и использовать передовой опыт и знания, воплощенные в конструкции этих изделий.

Постановка задачи исследования

В связи с тем, что утилизация сложной техники – комплексная задача, для ее решения необходимо задействовать научно-исследовательские организации и производственные мощности предприятий отрасли. Так, на Украине в проектах утилизации летательных аппаратов научно-технической подготовкой производства занимается Украинский научно-исследовательский институт авиационных технологий (ОАО УкрНИИАТ) [1, 2]; организационной подготовкой и маркетингом – Центр утилизации, основанный на базе Государственного предприятия Министерства обороны Украины «Украинская авиатранспортная компания» (ГП МОУ УАТК) [3] и ОАО УкрНИИАТ; производственной базой проекта являются авиаремонтные заводы и базы, предприятия Вторцветмета и Вторчермета.

Существующие методы описания проектного управления сложно применить для формализованного представления взаимодействия отдельных исполнителей в проекте утилизации АТ.

Существующее представление типов организационных структур (линейные, функциональные, матричные, дивизиональные, проектные и т.д.) применимо к отдельным организациям, но не позволяет отобразить территориально распределенные организационные структуры исполнителей в проекте утилизации АТ [4]. Дивизиональная схема удобна для предприятий с большим количеством однородных территориально обособленных подразделений, но в случае неоднородности и иерархичности осуществляемых исполнителями функций ее применение затруднительно.

Одним из новых типов организационных структур, который может быть использован в проекте утилизации, является так называемая динамическая сетевая организация. Данная структура позволяет дезагрегировать основные аспекты проекта (производство, инжиниринг, продажи, финансы, бухгалтерия) и распределить их между работающими по контракту компаниями. Сетевая структура обладает свойством более свободного и динамичного объединения, что характерно для проекта утилизации АТ, в котором участвуют различные ведомства и исполнители [5].

Для описания комплекса работ проекта широко используется метод сетевого планирования и управления (СПУ) [6, 7]. Но в проекте утилизации необходимо выполнять и согласовывать набор комплексов работ, осуществляемых отдельными исполнителями, поэтому применению метода СПУ должно предшествовать предварительное формализованное представление отдельных этапов и комплексов работ.

Таким образом, для эффективного управления реализацией проектов по утилизации АТ необходимо формирование модели организационного взаимодействия участников проекта.

Решение задачи

Для эффективного управления проектом утилизации с учетом распределенной организационной структуры исполнителей предлагается системная модель взаимодействия участников проекта утилизации АТ. Данная модель позволяет отобразить все аспекты формирования инфраструктуры исполнителей при участии научно-исследовательских организаций, промышленных предприятий, маркетинговых и реализационных фирм. Она отвечает основным требованиям системного анализа [8]:

- иерархическая структура целей,
- наличие большого числа взаимосвязанных и взаимодействующих элементов;
- многофункциональность системы и составляющих ее элементов;

- наличие постоянного обмена информацией между элементами;

- изменчивость в структуре, алгоритмах функционирования, что связано с многофункциональностью системы, ее адаптируемостью к возникающим новым задачам и условиям функционирования;

- многоуровневый иерархический характер управления системой.

Взаимодействие исполнителей в проекте утилизации АТ представлено в виде четырехуровневой иерархической модели (рис. 1), которая отражает основные функции управления: координацию, планирование, контроль, учет.

Верхний уровень модели представлен координаторами проекта: Министерство транспорта, Министерство обороны, Министерство промышленной политики Украины и др.

Второй уровень организационной структуры образует планово-организационный и научно-исследовательский орган – Центр комплексной утилизации сложной техники, основанный на базе ОАО УкрНИИАТ и ГП МОУ УАТК. В задачи центра входит научно-техническое обеспечение и организационная подготовка процесса утилизации АТ.

ГП МОУ УАТК занимается решением комплекса задач организационного управления:

- организация работ и координация действий участников утилизации;
- организация переработки металлолома и работ по изготовлению конечного продукта;
- определение элементов, подлежащих дальнейшему использованию;
- маркетинг и реализация конечного продукта на внутреннем рынке;
- реализация самолетного оборудования, не выработавшего свой ресурс, для использования по прямому назначению, а также в народном хозяйстве.

Научно-исследовательское обеспечение проведения работ проекта утилизации АТ осуществляет ОАО УкрНИИАТ, который является ведущей организацией Украины по научно-техническому обеспечению создания, производства и утилизации АТ. Основными направлениями его деятельности являются: сбор и обобщение информации о состоянии самолетов, их составных частей и агрегатов; анализ и обобщение опыта изготовления элементов конструкций и особенностей применения материалов; разработка нормативно-технической документации по обеспечению процесса утилизации; разработка директивных технологических материалов комплексной утилизации авиационной техники; оценка стоимости инфраструктуры авиационного комплекса и остаточной стоимости ЛА.

В качестве производственных мощностей при утилизации авиационной техники целесообразно использовать существующие авиаремонтные предприятия, которые находятся в подчинении Министерства обороны и Министерства Транспорта Украины, а также производственные мощности предприятий Министерства промышленной политики Украины, которые будут представлять третий и четвертый уровни организационной структуры.

Таким образом, *третий уровень* организационной структуры образуют предприятия по утилизации АТ (авиаремонтные заводы и базы). Их задачами являются: организация производства утилизации; выполнение процедур снятия с вооружения самолетов; выполнение технологического процесса утилизации (декомпозиции) АТ; выполнение процедур обращения с вторичным сырьем и оборудованием самолетов; сортировка и пакетирование лома.

Аэродромно-технические комплексы, являющиеся филиалами ГП МОУ УАТК, представляют собой уникальные объекты, в состав которых входят специализированные авиаремонтные предприятия с достаточными техническими возможностями, передовыми технологиями, высококвалифицированным персоналом. Производственные площадки оснащены наземным оборудованием и энергообеспечением, что позволяет проводить работы по утилизации, используя электрическое технологическое оборудование и ручной механизированный инструмент. Для сохранения и отправки демонтированного оборудования на аэродромно-технических комплексах есть складские помещения и подъездные железнодорожные пути к ним. Это позволяет на высоком техническом уровне внедрять программы технического обслуживания и ремонта самолетов, агрегатов разных систем, приборов, электрического и электротехнического оборудования, а также проводить утилизацию всех типов самолетов.

Четвертый уровень представлен предприятиями по переработке вторичного сырья (предприятия Вторчермета и Вторцветмета), основными задачами которых являются: углубленная сортировка лома, переработка вторичного сырья и изготовление заготовок изделий.

Для описанной организационной структуры управления проектами утилизации авиационной техники множество исполнителей представим в виде [9]:

$$\text{Executors} = \{ex^i\} = \{ex^1, ex^2, ex^3, ex^4, \dots\},$$

где ex^1 – ОАО УкрНИИАТ; ex^2 – ГП МОУ УАТК; ex^3 – производственная база утилизации на основе мощностей авиаремонтных заводов и баз (АРЗ,

АРБ); ex^4 – перерабатывающие предприятия отрасли («Интерсплав», г. Свердловск, Луганская обл.)

Множество этапов жизненного цикла проекта с учетом их последовательности представим в виде:

$$S_{pm} = \{s_{pm}^i\} = \{s_{pm}^1, s_{pm}^2, s_{pm}^3, s_{pm}^4, s_{pm}^5\},$$

где s_{pm}^1 – этап инициации; s_{pm}^2 – этап концепции; s_{pm}^3 – этап планирования; s_{pm}^4 – этап реализации; s_{pm}^5 – этап завершения проекта.

Используя алгоритмический язык регулярных схем сетей процессов (РССП), последовательность этапов ЖЦ проекта представим в виде [10]:

$$S_{pm} = s_{pm}^1 \cdot s_{pm}^2 \cdot s_{pm}^3 \cdot s_{pm}^4 \cdot s_{pm}^5.$$

Множество этапов проекта утилизации АТ целесообразно декомпонировать с учетом закрепления их за исполнителями:

$$S_{pr} = \{s_{pr}^i\} = \{s_{pr}^1, s_{pr}^2, s_{pr}^3, s_{pr}^4, s_{pr}^5\},$$

где s_{pr}^1 – этап научно-технической подготовки утилизации; s_{pr}^2 – этап организационной подготовки утилизации; s_{pr}^3 – этап подготовки и освоения утилизации на предприятиях производственной базы; s_{pr}^4 – этап утилизации; s_{pr}^5 – этап сбыта конечного продукта.

Запишем последовательность этапов проекта утилизации АТ в виде РССП-выражения:

$$S_{pr} = s_{pr}^1 \cdot s_{pr}^2 \cdot s_{pr}^3 \cdot s_{pr}^4 \cdot s_{pr}^5.$$

$$\text{При этом, } s_{pm}^4 = s_{pr}^{2'} + s_{pr}^3 + s_{pr}^4 + s_{pr}^5,$$

где $s_{pr}^{2'} \subset s_{pr}^2$.

Множество этапов процесса утилизации АТ $S_{rec} = s_{pr}^4 = \{s_{rec}^i\} = \{s_{rec}^1, s_{rec}^2\}$ является подмножеством множества этапов проекта утилизации $S_{rec} \subset S_{pr}$ и состоит из следующих этапов: s_{rec}^1 – этап декомпозиции объекта утилизации; s_{rec}^2 – этап переработки вторичного сырья и получения конечного продукта утилизации.

С помощью РССП может быть представлено в виде $S_{rec} = s_{rec}^1 \cdot s_{rec}^2$. При этом $s_{pr}^4 = s_{rec}^1 + s_{rec}^2$.

Так как декомпозиция этапов проекта произведена с учетом закрепления их за исполнителями, то между этапами проекта утилизации (рис. 1) и исполнителями выделим связи соответствия, представленные в виде матрицы в табл. 1.

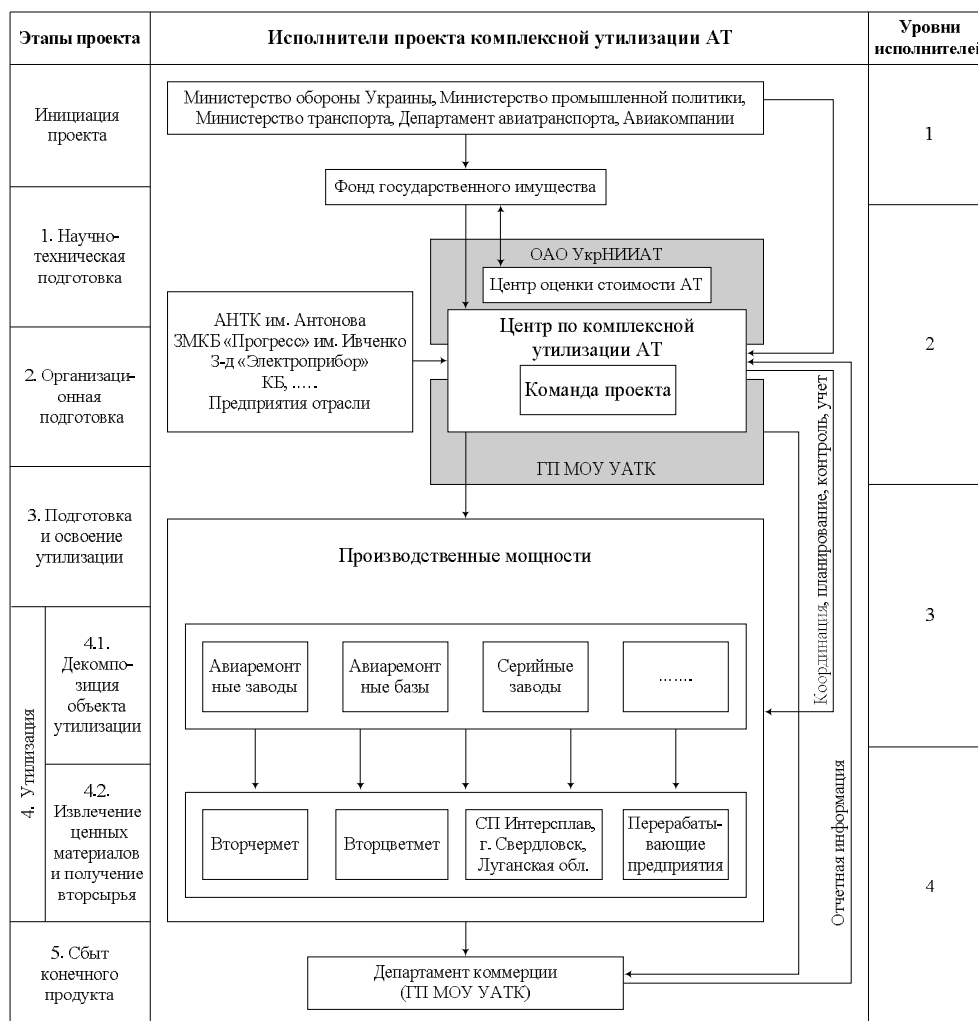


Рис. 1. Системное представление организационного взаимодействия участников проекта утилизации АТ

Таблица 1
Закрепление этапов проекта за исполнителями

Этапы проекта утилизации АТ		Исполнители			
		ex ¹	ex ²	ex ³	ex ⁴
s ¹ _{pm}		+			
s ² _{pm}	s ¹ _{pr}	+			
s ³ _{pm}	s ² _{pr}		+		
s ⁴ _{pm}	s ³ _{pr}			+	
	s ⁴ _{pr}	s ¹ _{rec}		+	
					+
	s ⁵ _{pr}		+		
s ⁵ _{pm}		+			

Заключение

Рассмотрена комплексная утилизация АТ, подразумевающая следующие аспекты: проведение де-

фектации составляющих АТ с последующим использованием в народном хозяйстве агрегатов с продленным ресурсом; увеличение дохода за счет увеличения сортности металлолома; максимальное использование всех видов вторичного сырья.

Разработана четырехуровневая иерархическая системная модель организационного взаимодействия участников проекта утилизации АТ, отображающая множество участников, задействованных на отдельных этапах проекта утилизации АТ. На основе системной модели разработаны теоретико-множественные модели этапов и исполнителей проекта утилизации. Предложено формализованное описание процессов с помощью регулярных схем сетей процессов. Используя предложенные модели, можно сформировать методы управления содержанием, временем, стоимостью и повысить эффективность реализации проектов утилизации АТ.

Литература

1. 35 лет на рынке высоких технологий / Под ред. Г.А. Кривога. – К.: МИИВЦ, 1999. – 230 с.

2. Украинский научно-исследовательский институт авиационной технологии – 45 лет на рынке высоких технологий [Электронный ресурс] / Материалы сайта: УкрНИИАТ – Режим доступа к сайту: <http://www.ukrniat.com/page/85/>

3. Утилизация военной техники, ракет и боеприпасов [Электронный ресурс] / Материалы сайта: Украинская авиационная транспортная компания. – Режим доступа к сайту: <http://www.avia-uisa.com.ua/ru/utilization/index.html>.

4. 7 нот менеджмента. Настольная книга руководителя / под ред. В.В. Кондратьева. – 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Эксмо, 2007. – 832 с.

5. Евневич М. Эффективность структуры управления холдингом [Электронный ресурс] / М. Евневич // *Top-Manager*. – 2004. – вып. 10. – Режим доступа к журналу: <http://www.iprnoi.ru/article.php?idarticle=000440>.

6. Математические основы управления проектами: учебн. пособие / С.А. Баркалов, В.И. Воро-

паев, Г.И. Секлетова и др.; под ред. В.Н. Буркова. – М.: Высшая школа, 2005. – 423 с.

7. Управление проектом. Основы проектного управления / М.Л. Разу, Т.М. Бронникова, Б.М. Разу, и др.; под ред. М.Л. Разу. – М.: Кнорус, 2006. – 768 с.

8. Бусленко Н.П. Моделирование сложных систем / Н.П. Бусленко. – М.: Наука, 1978. – 400 с.

9. Малеева О.В. Организационно-функциональная модель проекта утилизации сложной техники / О.В. Малеева, Ю.А. Белокоп // *Радиоэлектронные и компьютерные системы*. – 2009. – № 4 (38). – С. 148-154.

10. Дружинин Є.А. Методологічні основи ризик-орієнтованого підходу до управління ресурсами проектів і програм розвитку техніки: автореф. дис. ... доктора техн. наук: 05.13.22 / Дружинин Євген Анатолійович; Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – Х., 2006. – 35 с.

Поступила в редакцию 2.02.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник научного отдела Научного центра Воздушных Сил Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

СИСТЕМНА МОДЕЛЬ ОРГАНІЗАЦІЙНОЇ ВЗАЄМОДІЇ В ІЄРАРХІЧНІЙ СТРУКТУРІ ВИКОНАВЦІВ ПРОЕКТУ КОМПЛЕКСНОЇ УТИЛІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Ю.А. Білокінь

Розглянуто комплексну утилізацію авіаційної техніки (АТ). Запропоновано системну модель організаційної взаємодії в ієрархічній структурі виконавців проекту комплексної утилізації АТ. Взаємодію виконавців представлено у вигляді чотирьохрівневої ієрархічної моделі. В моделі відображено які виконавці задіяні на окремих етапах проекту. У загальному вигляді описано задачі окремих виконавців в рамках проекту утилізації АТ. Розроблено теоретико-множинні моделі етапів та виконавців проекту. Запропоновано формалізоване уявлення етапів виконання проекту утилізації за допомогою регулярних схем сіток процесів.

Ключові слова: утилізація авіаційної техніки, територіально розподілена організаційна структура, системна модель, рівні виконавців, етапи проекту, теоретико-множинна модель, регулярні схеми сіток процесів.

SYSTEM MODEL OF ORGANIZATIONAL INTERACTION IN HIERARCHICAL STRUCTURE OF EXECUTORS IN THE AIRCRAFT COMPREHENSIVE RECYCLING PROJECT

J.A. Bilokin

The concept of aircraft comprehensive recycling is described. The system model of organizational interaction in the hierarchical structure of the executors in aircraft comprehensive recycling project is proposed. Interaction between the executors is represented as four-level hierarchical model. The executors involved at various project stages are displayed in this model. The tasks of executors within the framework of the aircraft recycling project are described in outlines. The theoretical-set models of stages and executors in the recycling project based on a systematic approach are developed. The formalized representation of the project stages by means of regular schemes of processes networks is proposed.

Key words: aircraft recycling, distributed organizational structure, system model, levels of executors, project stages, theoretical-set model, regular schemes of processes networks.

Белокоп Юлия Анатольевна – аспирант каф. информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.