

УДК 523.924

В.С. Кривцов, С.И. Планковский

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

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ВЫСОКОРЕСУРСНЫХ СИЛЬНОТОЧНЫХ ЭЛЕКТРОДУГОВЫХ ПЛАЗМОТРОНОВ

Проведен анализ основной причины, сдерживающей массовое использование плазменных технологий, созданных и отработанных на экспериментальных установках, – отсутствия плазмотронов с достаточным уровнем мощности. Предложены направления работ, которые позволят изменить ситуацию в лучшую сторону.

электродуговой плазмотрон, пламенные технологии

Введение

Реализация новых плазменных технологий, например, плазменной металлургии, переработки отходов, крупнотоннажной плазмохимии требует разработки плазмотронов с единичной мощностью до 10 МВт. Не менее важными факторами, определяющими возможность создания эффективных плазменных технологий, являются надежность и ресурс плазмотронов. Интуитивное стремление к созданию плазменного оборудования с максимальным ресурсом не всегда является обоснованным для конкретных технологических процессов. На наш взгляд, для каждого из возможных применений плазменного оборудования целесообразно определять необходимый уровень ресурса исходя из цикличности работы всей технологической цепочки, в которой оно используется. Так, например, обычно считается, что современное металлургическое производство имеет непрерывный цикл. Однако, такое мнение при более тщательном анализе оказывается не совсем верным. Например, на современных заводах установлено единое время для проведения регламентных работ на всем технологическом оборудовании. Очевидно, что в случае использования на таком производстве плазменного оборудования, его гарантированный ресурс должен составлять величину, кратную межрегламентному циклу, который обычно составляет величину порядка тысячи часов.

Кроме того, условия конкретного производства могут выдвигать дополнительные требования к плазменному оборудованию, исходя из условий безопасной эксплуатации.

Несмотря на то, что исследования в области создания мощных плазмотронов интенсивно ведутся на протяжении многих лет, до сих пор не создано оборудование, в полной мере удовлетворяющее требованиям промышленности. Именно отсутствие плазмотронов с достаточным уровнем мощности, надежности и ресурса в настоящее время считается основной причиной, сдерживающей массовое использование плазменных технологий, созданных и отработанных на экспериментальных установках [1, 2].

В настоящей работе сделана попытка анализа причин такого положения и предлагаются направления работ, реализация которых, по мнению авторов, позволит изменить ситуацию в лучшую сторону.

Плазмотроны с охлаждаемыми катодами

Говоря о ресурсе плазмотрона необходимо учитывать, что его величина определяется ресурсом отдельных узлов. В процессе работы плазмотрона наиболее интенсивному износу подвергается катод, ресурс анода выше примерно в 2 раза. Плазмотрон может выйти из строя также из-за прогара сопла или нарушения изоляционных свойств межэлектродных вставок. Надежность работы плазмотрона определяется помимо его ресурса еще и степенью надежности оборудования систем электропитания, охлаждения, подачи плазмообразующего газа.

В конструкции электродуговых плазмотронов при работе дуги в режиме с пятном чаще всего используются два способа повышения ресурса электродов. Первый основан на использовании эффекта нестационарности теплового воздействия – рассредоточении теплового потока при организации быстрого движения опорного пятна по поверхности высокотеплопроводного «холодного» материала электрода (чаще всего меди или ее сплавов). Второй способ – применение «горячих» электродов, выполненных из тугоплавких материалов с умеренным охлаждением. В этом случае используется эффект расширения катодного пятна, снижения плотности тока, облегчения теплового режима за счет уменьшения доли ионного тока и

выноса тепла из катода с термоэлектронами. Оба способа, снижая эрозийный износ электродов, не могут, однако, полностью его исключить.

В качестве примера первого подхода рассмотрим лучший из созданных на сегодня в мире плазмотронов, выпускаемый фирмой Westinghouse Plasma Co. (США) [3]. Для максимального рассредоточения теплового потока по поверхности электродов в плазмотронах фирмы используется комбинированный метод раскрутки дуги под действием электромагнитных и газодинамических сил и осевое смещение ее ножек по поверхности электродов. Плазмотроны фирмы Westinghouse Plasma Co. [4, 5] имеют трубчатые водоохлаждаемые электроды 1, 2 (рис. 1). Вокруг электродов размещены электромагниты 3, обеспечивающие вращение дуги со скоростью свыше 1000 оборотов в секунду.

Зазор между электродами выполнен настолько малым, что при используемых параметрах питающего тока ($U = 4000$ В) гарантировано обеспечиваются пробой и первоначальное образование дуги в зазоре. В зазор подается плазмообразующий газ с давлением, обеспечивающим очень высокие скорости потока. Газовым потоком дуга 4 выносится на цилиндрические поверхности электродов, при этом электромагниты обеспечивают интенсивную раскрутку дуги. Когда газовый поток растягивает дугу до длины, при которой ее

горение при используемом напряжении питания становится невозможным, дуга обрывается и тут же вновь образуется в зазоре между электродами. Таким образом, следы дуги на поверхности электродов не локализуются, а занимают достаточно протяженную область. Фирмой Westinghouse Plasma Co. производятся плазмотроны мощностью до 4 МВт, имеет-

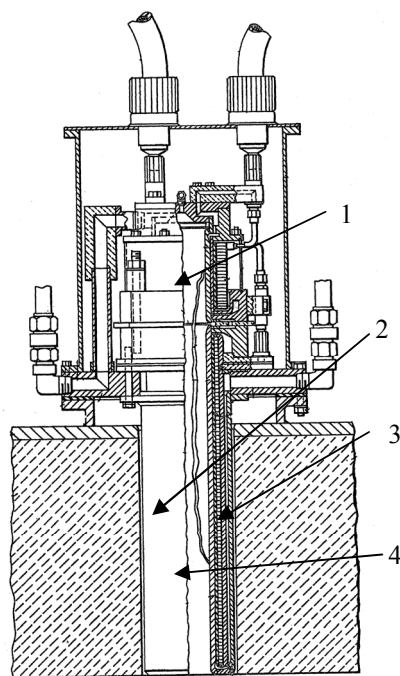


Рис. 1. Плазмотрон фирмы Westinghouse Plasma Co.

ся опыт их применения при реализации более 10 проектов в области металлургии, газификации и переработки отходов. Для некоторых образцов удалось поднять ресурс до 3500 часов, причем при использовании воздуха в качестве плазмообразующего газа.

В принципе, такой уровень ресурса и мощности достаточен для большого количества практических задач. Однако, даже такие выдающиеся результаты не привели к массовому внедрению плазменных технологий. Причина этого – высокий уровень рабочего напряжения.

Из-за этого выход плазмотрона из строя часто происходит не по причине прогорания электродов, а из-за пробоя по межэлектродной вставке. В межэлектродный зазор попадает пыль из окружающей атмосферы, частички материала электродов. Даже незначительный уровень таких загрязнений при высоком рабочем напряжении может привести к пробое и не прогнозируемому выходу плазмотрона из строя. Таким образом, фактически не может быть обеспечено одно из главных требований – гарантированная безотказность в течение установленного времени.

Кроме того, для целого ряда промышленных применений использование высоковольтных устройств в составе оборудования прямо запрещается нормами техники безопасности. Поэтому необходимо рассматривать путь повышения единичной мощности плазмотрона за счет увеличения тока дуги при относительно низких уровнях напряжения на разряде.

С ростом силы тока дуги ресурс охлаждаемых электродов резко снижается. Парадокс ситуации в том, что чем выше интенсивность охлаждения электродов, тем сильнее сжимается пятно дуги, выше плотность тока, тепловой поток в пятне и эрозия электродов. При этом даже самое интенсивное перемещение дуги по поверхности электродов становится неэффективным.

Поэтому вполне логично выглядели попытки повышения рабочих значений силы тока в плазмотроне за счет повышения температуры электродов. Однако все попытки создания таких конструкций, по сути, оказались безуспешными. Ни в одной из них не удалось даже приблизиться к показателям ресурса лучших плазмотронов с «холодными» электродами. На наш взгляд, это связано, по крайней мере, с двумя причинами.

Во-первых, практически все исследователи игнорируют факт изменения эмиссионных свойств материалов в зависимости от состава атмосфе-

ры в приэлектродном пространстве. Многие авторы (см., например, с. 212 в [6]) приводят таблицы со значениями работы выхода, используют их в дальнейших выкладках, не учитывая, что эти данные получены при испытаниях материалов в условиях высокого вакуума. В то же время, известно, что для любых материалов эмиссионные свойства ухудшаются даже при незначительном присутствии в приэлектродном пространстве активных газов, а при достижении критических значений их парциального давления - падают в десятки раз. На рис. 2 приведен характерный вид кривой изменения эмиссии при повышении парциального давления активных газов, полученный при испытаниях вольфрам-бариевых катодов на отравляемость при различных температурах (см. [7] с. 235). Аналогичные по характеру зависимости были получены для гексаборида лантана в [8].

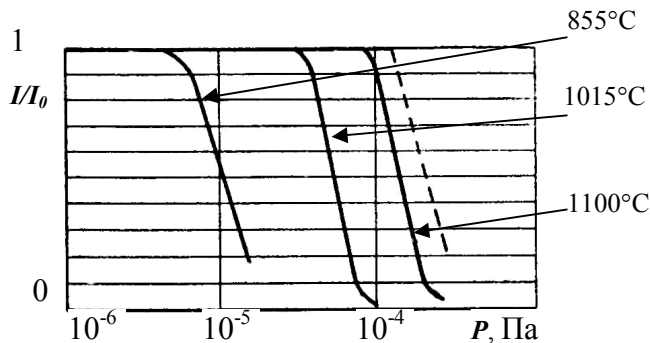


Рис. 2. Изменение эмиссии катода при воздействии воздуха:
 P – давление воздуха; I_0 – начальное значение тока;
 I – значение тока после отравления

Те же ошибки допускаются многими авторами при математическом моделировании приэлектродных процессов. При описании катодных процессов общепринятой (см., например, с. 64 в [9]) является запись выражения для плотности тока эмитируемых электронов в виде:

$$j_e^{\text{эм}} = AT_k^2 \exp \left(-\frac{e\phi_{\text{эф}}}{kT_k} \right),$$

где $\phi_{\text{эф}} = \phi_w - \Delta\phi$; A, ϕ_w – константы; $\Delta\phi = \sqrt{eE_k}$ – поправка Шоттки.

С учетом вышесказанного, очевидно, что для моделирования реальных процессов такой подход не корректен. Не удивительно, что результаты численного моделирования процессов эрозии с такими допущениями от-

личаются от экспериментальных данных на порядки. Для более строгих расчетов необходимо принимать $\varphi_{эф}$ в виде функции, зависящей от состава атмосферы, температуры поверхности, а для расчета активированных катодов – еще и от времени.

На практике игнорирование зависимости работы выхода от состава атмосферы приводит к следующему. Для поддержания горения дуги требуется обеспечить определенный уровень эмиссии электронов. Элементарный анализ показывает, что при использовании в плазмотронах инертных газов технической очистки содержание отравляющих примесей в прикатодном пространстве превосходит критические значения для всех известных термоэмиссионных материалов. Поскольку работа выхода электронов с отравленной поверхности катода существенно выше расчетной, горение дуги становится возможным только при сильном сжатии пятна. Это приводит к возрастанию удельных тепловых потоков в разы, перегреву эмиттера (иногда вплоть до температуры плавления) и, соответственно, к катастрофической эрозии катода.

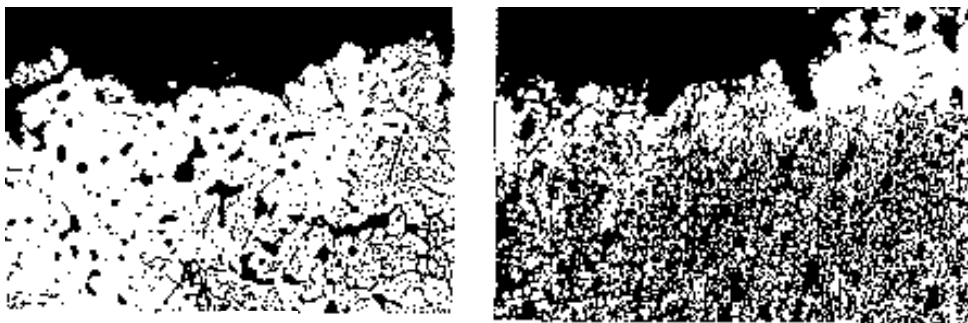
Второй причиной, не позволившей создать высокоресурсные образцы плазмотронов с «горячими» электродами является неправильный выбор материала электродов. До настоящего времени в конструкции «горячих» катодов наиболее часто использовались эмиттеры на основе вольфрама с присадкой окисей редкоземельных элементов (РЗЭ). Принцип их работы заключается в постепенной диссоциации или восстановлении соединений РЗЭ и выходом атомов на рабочую поверхность катода, что приводит к снижению работы выхода. Одним из материалов данной группы является вольфрам с присадкой окиси иттрия ($W + 10\% Y_2O_3$). В работах Б.А. Архипова [11] проведены комплексные исследования с целью определения ресурса и стабильности характеристик таких катодов при длительных испытаниях.

В качестве объекта исследования автором рассматривались катоды электроракетных двигателей. На основании полученных данных был сделан вывод о неперспективности использования данного материала. В ходе ресурсных испытаний было зафиксировано быстрое (в течение нескольких десятков часов) снижение эмиссионных характеристик материала. Для объяснения данного факта автором было сделано предположение,

что эмиссионные характеристики в ходе испытаний ухудшаются из-за выработки активной присадки Y_2O_3 . Проведенный металлографический анализ (рис. 3) подтвердил это предположение. В зоне привязки дуги было выявлено значительное снижение концентрации Y_2O_3 , а на поверхности катода – образование пленки чистого вольфрама. В периферийных областях эмиттера содержание Y_2O_3 осталось на исходном уровне.

При дальнейших исследованиях наблюдался рост толщины ободка чистого вольфрама с течением времени, что привело к существенному снижению скорости диффузионной доставки Y_2O_3 к рабочей поверхности катода и к постепенному спаданию его эмиссии.

Б.А. Архипов указывает, что такой же негативный результат следует ожидать для других сплошных композиционных катодов на основе вольфрама с присадками окиси тория, окиси гадолиния, окиси осмия и других окислов РЗЭ, а также сплошных карбидметаллических кермет-катодов, представляющих композиции $ZrC - W$, $HfC - W$, $ZrC - Mo$, других материалов такого типа.



а

б

Рис. 3. Микроструктура $W + Y$ эмиттера [10]:
а – до испытаний; б – после испытаний

В работе [12] в качестве одного из перспективных методов повышения рабочего значения силы тока электродуговых плазмотронов рассматривается расщепление приэлектродных участков дуги с соответствующим снижением токовой нагрузки в образующихся пятнах привязки. Для достижения такого эффекта вместо одного стержня из тугоплавкого материала в водоохлаждаемую обойму катода запрессовывают несколько. В ходе

экспериментов авторам удалось определить условия образования устойчивых режимов работы плазмотрона с расщепленной дугой.

Тем не менее, полученные в [12] результаты не достаточны для оценки перспектив предложенного авторами подхода. Так, в работе содержатся данные о том, что в ходе экспериментов удалось поднять рабочий ток с 400 А в базовой конструкции до 1000 А в модернизированной. Однако, ресурсных испытаний авторами не проводилось. По нашему мнению результат таких испытаний предопределен, поскольку простое снижение плотности тока в пятне не устраняет ни одной из причин снижения ресурса электродов, упомянутых выше.

Радикального улучшения ситуации можно добиться при переходе от режимов горения дуги с пятном к режимам с распределенной, диффузионной привязкой. В качестве основных направлений создания таких силовых плазмотронов можно считать:

- 1) воздействие дополнительного потока плазмы на приэлектродный участок дуги (плазменный катод);
- 2) применение пористых катодов с активирующими присадками, в которых реализуется диффузная зона контакта дуги с электродом.

Плазмотроны с плазменным катодом

При подаче готовой плазмы в приэлектродную область при определенных параметрах происходит перестройка катодных процессов, приводящая к диффузному режиму привязки дуги [12]. В этом режиме невозможно обнаружить какую-либо выделенную зону, которую можно было бы идентифицировать как зону контакта дуги с электродом. Осциллограммы тока и напряжения на дуге регистрируют лишь пульсации источника питания, что свидетельствует о стационарном характере привязки дуги к электроду.

Газ, проходящий через вспомогательную дугу, нагревается до температуры $(10 \dots 12) \cdot 10^3$ К и попадает в приэлектродную область. Это гарантирует наличие здесь такого количества носителей электричества, которого достаточно для стабильного протекания тока дуги при сравнительно низкой температуре поверхности электрода. В результате резко снижается эрозия электрода и повышается стабильность горения дуги.

В ходе экспериментов [13] было установлено, что для исследованной конструкции плазмотрона с плазменным катодом ток основной дуги может в 15 раз превышать ток вспомогательной. Авторам удалось достичь уровня тока основной дуги до 6000 А. При этом, следы эрозии на основном электроде отсутствовали.

В ИЭС им. Е.О. Патона НАН Украины были созданы опытно-промышленные образцы сильноточных плазмотронов с плазменным катодом, созданы плазменные нагревательные комплексы мощностью до 6 МВт, которые эксплуатировались в составе оборудования для вакуумно-дугового переплава и внепечной обработки стали.

Однако, несмотря на резкое повышение ресурса основного электрода, ресурс таких плазмотронов был крайне низким (порядка 200 часов). Причина этого очевидна. В созданных конструкциях плазмотронов с плазменным катодом (рис. 4) вспомогательная дуга постоянного тока горит между электродом 1 и полым основным электродом 2. Вспомогательный электрод 1 представляет собой стержень из активированного вольфрама. При силе тока вспомогательной дуги в 500 А, которая необходима для обеспечения тока основной дуги в 6000 А, с вспомогательным электродом возникают все вышеописанные проблемы. Именно вспомогательный электрод является "слабым звеном" данной конструкции, определяющим величину ресурса плазмотрона.

Применение для изготовления катодов сильноточных плазмотронов высокоэмиссионных материалов типа гексаборида лантана невозможно. Эти материалы чрезвычайно чувствительны к термоударам и при работе без предварительного достаточно медленного разогрева разрушаются через несколько циклов.

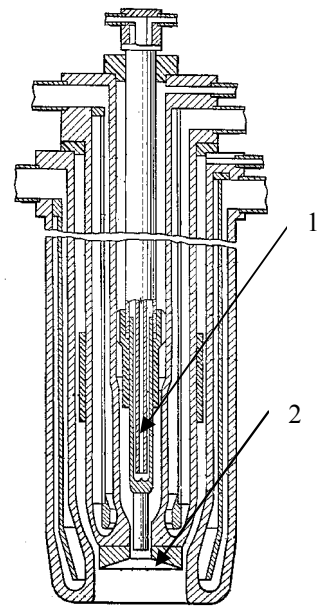


Рис. 4. Плазмотрон
с плазменным катодом

Плазмотроны с пористым катодом

Основной недостаток сплошных активированных катодов (недостаточная скорость диффузии присадок на поверхность катода) может быть устранен при применении катодов на основе пористых тугоплавких материалов. В течение некоторого времени в НИИ Механики МГУ (например, [14]) предпринимались активные попытки создания таких катодов для сильнотоочных плазмотронов.

В основу разрабатываемых конструкций катодов закладывалась принудительная подача в область поверхности катода паров щелочных металлов (натрия или калия). Такая подача осуществлялась либо путем соответствующих добавок в аргон, либо в результате диффузии паров металла через тугоплавкую пористую матрицу. По заявлениям авторов [14] им удалось создать катоды на токи до 10 кА стабильно работающие в режиме диффузной привязки. При этом фиксировавшиеся тепловые потоки в катод, работающий при диффузной привязке разряда стоком 1200 А, оказывались на порядок ниже, чем в пятне контрагированной дуги с током 200 А. В этой же работе делается вывод о принципиальной возможности создания нерасходуемых электродов для плазменной техники на токи до 100 кА.

Несмотря на такие оптимистичные предположения, так и не появились конструкции, успешно работающие на описанном принципе. Это могло произойти по следующим причинам. Во-первых, при создании систем принудительной подачи паров металла возникают серьезные трудности, детально описанные в [11] применительно к катодам электроракетных двигателей. Во-вторых, всегда существует опасность запыления конструкции плазмотрона неионизированными парами металла. Их осаждение на диэлектрические детали может вызвать короткое замыкание и непрогнозируемый выход плазмотрона из строя. В-третьих, сохраняются все вышеописанные проблемы, касающиеся отравления эмиссионного материала. Авторы [14] даже не упоминают о этой проблеме. Следовательно, скорее всего они не учитывают это явление так же, как и большинство других исследователей. А от проблемы никуда не деться - даже при принудительной подаче паров металла в катод плазмотрон нужно иногда вы-

ключать. Естественно, его внутреннее пространство заполнится воздухом. Отравление поверхности катода при этом неизбежно.

Наверняка есть и другие причины, не позволившие добиться успеха в области создания сильноточных катодов, работающих на парах щелочных металлов. Тем не менее, сам факт неудачи является очевидным, подтверждением чего является само появление настоящей работы через 18 лет после публикации работы [14].

Нам представляется перспективным другой путь, который оказался успешным при создании катодов космического применения. В качестве эмиттера таких катодов можно использовать пористый вольфрам пропитанный активатором (сложными оксидами скандата или гафната бария). Указанные материалы обладают прекрасными эмиссионными свойствами, имеют хорошие характеристики отравляемости.

В Национальном аэрокосмическом университете "ХАИ" отработана технология изготовления пропитанных эмиттеров различных размеров, в том числе для изготовления катодов на токи до 2000 А. Проведенные эксперименты позволяют утверждать, что при условии обеспечения требуемой чистоты плазмообразующего газа (аргона) можно ожидать значений ресурса таких катодом порядка 10^3 ч. В тоже время, при создании сильноточных катодов на основе пропитанного пористого вольфрама возникли дополнительные проблемы, связанные с обеспечением его механической прочности. При выводе катода на рабочий режим по току его разогрев происходит не равномерно. В ходе экспериментальных запусков наблюдались переходные режимы с несколькими пятнами привязки дуги, перемещающимися по поверхности катода. Возникающие при этом поля температур и связанные с ними напряжения имеют неравномерный и нестационарный характер. Пористая матрица эмиттера под неоднократным воздействием таких нагрузок при запусках плазмотрона может разрушаться.

Направления исследований

С учетом вышеизложенного можно сделать следующие выводы. Наиболее перспективным путем создания сильноточных высокоресурсных плазмотронов является применение "горячих" электродов в режиме горения ду-

ги с диффузной привязкой. Для того чтобы такие плазмотроны удовлетворяли требованиям промышленности необходимо решить ряд задач.

1. Необходимо обеспечить требования к составу атмосферы в полости плазмотрона, определяемые свойствами применяемых эмиссионных материалов. Эта задача может решаться двумя способами - либо поиском новых эмиссионных материалов значительно менее чувствительных к отравлению, либо применением комплекса мер в области разработки систем подачи плазмообразующего газа, газодинамического проектирования полостей плазмотронов и выбора режимов их работы с целью обеспечения допустимых значений концентрации активных газов в прикатодном пространстве.

Решение данной задачи потребует проведения комплекса работ:

- разработки новых эмиссионных материалов с повышенной стойкостью к отравляемости;
- экспериментальных исследований эмиссионных материалов для определения характеристик отравляемости;
- исследований газодинамических процессов в многокомпонентной газовой среде в полости плазмотрона с учетом начального состава атмосферы, процессов нагрева газового потока, газовыделения и диффузии активных газов во встречном потоке плазмы;
- разработки эффективных способов очистки плазмообразующих газов от активных газов до заданной степени чистоты.

2. Необходимо обеспечить относительную стабильность эмиссионных свойств катода в процессе эксплуатации при сохранении его механической прочности. Данная задача также имеет несколько вариантов решения. Можно пойти по пути создания катодов на основе пористой губки из тугоплавких материалов, пропитанной высокоэмиссионными составами. Альтернативным вариантом является разработка катодов на основе сплошных высокоэмиссионных материалов со сложным армированием.

Для достижения успеха в решении этих задач необходимо, по крайней мере, проведение следующих работ:

- экспериментальных исследований эмиссионных материалов для определения характеристик термостойкости, скорости испарения и диффузии;

- исследований теплового и теплонапряженного состояний электродов плазмотронов с учетом нестационарности процессов нагрева на этапах запуска, переходных и рабочих режимах;
- разработки алгоритмов запуска плазмотронов с учетом процессов, возникающих при нестационарном разогреве элементов их конструкции;
- комплексных исследований в области технологических процессов изготовления электродов плазмотронов;
- ресурсных испытаний модельных и натурных образцов плазмотронов.

Конечно же, приведенный перечень не является полным. Для создания промышленных сильноточных плазмотронов необходимо выполнить огромное количество работ и в других областях: создании специализированных источников питания, охлаждения, подачи плазмообразующего и защитного газа, в разработке автоматизированных систем управления и т.д. Однако, без подтверждения принципиальной возможности достижения необходимого результата, что собственно и является целью решения сформулированных задач, выполнение других исследований теряет смысл. В то же время, авторы убеждены в том, что нет никаких фундаментальных причин, которые бы не позволяли добиться успеха при движении по намеченному пути.

В заключение сделаем еще одно замечание. Может показаться, что декларируемая нами необходимость использования для защиты катодов инертных газов высокой степени очистки существенно снижает возможности применения таких плазмотронов в промышленности. Это не так поскольку существует апробированные на практике конструкции плазмотронов переменного тока с замыканием дуги на среднюю точку плазмы (см., например [15]). В этих плазмотронах рабочая камера, в которой нагревается рабочий газ конструктивно удалена от электродов, которые могут обдуваться защитным газом. Очевидно, что при соблюдении тех требований, о которых сказано выше, плазмотроны такого типа не имеют ограничений на тип рабочего газа.

Литература

1. Плазменная металлургия. Т. 8. Низкотемпературная плазма / Ю.В. Цветков, А.В. Николаев, С.А. Панфилов и др. – Н-ск: Наука. 992. – 267 с.

2. Плазмохимическая технология. Т. 4. Низкотемпературная плазма / В.Д.Пархоменко, П.И.Сорока, Ю.И. Краснокутский и др. – Н-ск: Наука., 1991. – 392 с.

3. Кривцов В.С., Планковский С.И. Современное состояние и перспективы создания высокоресурсных плазменных генераторов // Технологические системы. – К.: УкрНИИАТ. – 2004. – № 1. – С. 11 – 16.

4. Charles B. Wolf, Maurice G. Fey. Пат. 3705975 (США). Self-Stabilizing arc heater apparatus. – Оpubл. 2.03.1970 г.

5. Charles B. Wolf, Shyam V. Dighe, Paul E. Martin, Raymond F. Taylor, William J. Melilli. Пат. 5004888 (США). Plasma torch with extended life electrodes. – Оpubл. 21.12.1989 г.

6. Прикладная динамика термической плазмы / М.Ф. Жуков, А.С. Коротеев, Б.А. Угрюмов. – Н-ск: Наука, 1975. – 243 с.

7. Термоэлектродные катоды / Г.А. Кудинцева, А.И. Мельников, А.В. Морозов, Б.П. Никонов. – М.: Энергия, 1966. – 367 с.

8. Высокотемпературные электродные материалы / Ю.А. Куницкий, В.В. Морозов, В.Я. Шлюко. – К.: Вища школа, 1977. – 230 с.

9. Математическое моделирование катодных процессов. Т. 11. Низкотемпературная плазма / А.М. Зимин, И.П. Назаренко, И.Г. Паневин, В.И. Хвесюк. – Н-ск: Наука, 1993. – 194 с.

10. Термохимические катоды / М.Ф. Жуков, Г.-Н.Б. Дандарон, А.В. Пустогаров, и др. – Н-ск: Наука, 1985. – 127 с.

11. Архипов Б.А. Исследование и разработка катодов нового поколения для стационарных плазменных двигателей (СПД): Автореф. дисс. ... д.т.н. – Калининград, 1998. – 26 с.

12. Дандарон Г.-Н.Б., Тимошевский А.Н. Проблемы создания высоконагруженных катодов для электроплазменных устройств // Генерация потоков электродуговой плазмы. – Н-ск: Ин-т теплофизики СО АН СССР. – 1987. – С. 250 – 270.

13. Трехфазные плазменные нагревательные комплексы и перспективы их применения / Б.Е. Патон, Ю.В. Латаш, О.С. Забарилло и др. // Проблемы специальной электрометаллургии. – 1985. – Вып. 1. – С. 50 – 55. – Вып. 2. – С. 53 – 57.

14. Герман В.О., Кукота Ю.П., Любимов Г.А. Стабилизация диффузной привязки на охлаждаемых электродах с транспирационным вводом активирующих присадок // Генерация потоков электродуговой плазмы. – Н-ск: Институт теплофизики СО АН СССР. – 1987. – С. 271 – 287.

15. Свирчук Ю.С., Голиков А.Н., Журавлев П.Д. Трехфазные электродуговые плазмотроны типа «Звезда». – 6 с. – [Электр. ресурс]. Режим доступа: <http://www.kerc.msk.ru/ipg/papers/papers.shtml>,

Поступила в редакцию 21.03.2005

УДК 678.5.067

А.В. Гайдачук, В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов

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

**РОЛЬ ХАИ В РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ НАУЧНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВНЕДРЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ В АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКУЮ ТЕХНИКУ:
ИТОГИ И ПЕРСПЕКТИВЫ**

В статье проведен краткий анализ результатов исследований, проводимых в ХАИ по проблеме научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику и показаны перспективные направления дальнейших НИОКР.

композиционные материалы, авиационно-космическая техника

В историческом плане проблема научного обеспечения внедрения композиционных материалов (КМ) в авиационную технику практически начала формироваться уже в первые годы существования Харьковского авиационного института, т.е. задолго до возникновения самого понятия (термина) КМ. Так, в процессе создания первого в СССР и Европе пассажирского самолета с убирающимся шасси ХАИ-1 инженером, а впоследствии профессором, И.Г. Неманом, в 1930 году возглавившем кафедру конструкций самолетов ХАИ, были реализованы его научные разработки в области несущей способности одного из самых широко распространенных прототипов композиционных материалов – фанерных обшивок крыла, фюзеляжа и хвостового оперения. Именно в фанере в определенной степени реализуется один из основных принципов композиционных материалов – возможность управления физико-механическими и прочностными свойствами в заданных направлениях [1].

Исследования И.Г. Немана в этой области уже в послевоенный период (начала 50-х годов) были обобщены им в докторской диссертации, защите которой помешал преждевременный уход из жизни автора (1952 г.).

В области создания авиационной техники с широким использованием фанеры работал в ХАИ с 1933 г. С.И. Кузьмин, построивший с коллекти-

вом энтузиастов в 1934 г. оригинальный планер «Безлонжеронка ХАИ», показавший высокие летные качества [2]. В послевоенный период уже середины 50-х годов доцент к.т.н. С.И. Кузьмин первым в ХАИ начал исследования оболочечных конструкций из стеклопластиков СВАМ.

Однако широкое развитие проблема научного обеспечения внедрения полимерных КМ в авиационных конструкциях в ХАИ получила только в начале 60-х годов, когда эти материалы начали успешно применяться в самолетах ОКБ Генерального конструктора академика НАН Украины О.К. Антонова.

Именно по инициативе О.К. Антонова в 1963 году началось многолетнее плодотворное сотрудничество ОКБ (ныне АНТК «Антонов») и ХАИ, приведшее к созданию впервые в бывшем СССР опытных закрылков и фюзеляжа самолета Ан-2М из КМ (стеклопластиков) [3 – 4], будущее и роль которых в авиастроении он позднее показал в своей работе [5].

Этот комплекс НИОКР положил начало формирования научной школы ХАИ по проблемам создания эффективных конструкций авиакосмической техники из полимерных КМ [6]. В период существования и развития этой научной школы при тесном научно-техническом сотрудничестве с АНТК «Антонов», ЦАГИ, ВИАМ, НИАТ, УкрНИИАТ, УкрНИИТМ, а также с рядом авиастроительных фирм и вузов решалась комплексная проблема создания изделий авиационной и ракетно-космической техники (АРКТ) из КМ, включающая в себя конструкторские, технологические, материаловедческие, эксплуатационные, экономические, экологические проблемы, а также проблему подготовки кадров высшей квалификации (рис. 1) [7].

Конструкторские проблемы в первую очередь связаны с механикой конструкций из КМ и ее разделом – структурной механикой композитов. Эти проблемы решались в ХАИ уже в начале 40-х годов как в рамках постулатов механики однородных анизотропных материалов, так и с учетом гетерогенной структуры КМ.

В рамках первого направления решалась проблема выбора оптимальных конструктивно-силовых схем (КСС) для различных агрегатов летательного аппарата из КМ [9 – 11]. Были сформулированы и теоретически обоснованы два основных подхода к выбору КСС – дифференциальный и интегральный.

Дифференциальный принцип проектирования и реализующая его КСС предполагают целенаправленное выделение конструктивных элементов, каждый из которых воспринимает вполне определенный (или ограниченное число) вид внешних воздействий [8 – 9].



Рис. 1. Проблемы создания АКТ из ПКМ

Синтезирующий принцип проектирования и реализующая его конструктивно-силовая схема предполагают интегральное восприятие агрегатом всех регламентированных видов силовых воздействий [8 – 10]. Многочисленные исследования показали, что эти КСС для одного и того же изделия реализуются при различных абсолютных значениях целевой функции в виде массы.

Ряд интересных результатов получен на основе предложенной в [12] структурной стержневой модели гетерогенного ортотропного тела. Полученные на основе модели зависимости модулей упругости, коэффициентов Пуассона и линейного расширения, а также временного сопротивления от угла армирования удовлетворительно сходятся с экспериментальными данными. Стержневая модель приводит к физически обоснованным новым критериям прочности композиционных материалов и соответствующим им предельным поверхностям. Тем самым теоретически было предсказано упрочняющее действие на КМ дополнительных осевых усилий, нормальных к основным, ранее экспериментально обнаруженное другими авторами.

В этот период решались задачи перманентного разрушения композиционных материалов под воздействием частиц в воздушном потоке, обоснования технологических способов защиты элементов авиаконструкций из КМ от эрозионного разрушения в среде эксплуатации, а также разрушения хрупких анизотропных материалов при однократном и многократном нагружении.

Значительное место в решении проблемы создания надежных конструкций летательных аппаратов (ЛА) из полимерных КМ занимают задачи обеспечения прочности стыков и соединений. Внимание к этим задачам прослеживается в течение всего периода существования научной школы ХАИ: уже в начале 70-х годов были разработаны методики проектирования и расчета на прочность типовых клеевых соединений элементов конструкций из КМ двусторонними и односторонними накладками, в том числе с их переменными параметрами на нелинейно-упругих и упруго-пластичных клеях [13]. Класс исследуемых соединений перманентно расширялся, пополнялся дискретными соединениями с элементами продольных и поперечных связей. Обобщение и развитие задач стыков и соедине-

ний к началу 90-х годов привело к оформлению нового научного направления в общей проблеме создания эффективных конструкций ЛА из композиционных материалов, связанного с разработкой принципов и методов синтеза параметров металлокомпозитных гетерогенных структур (МКГС) авиаконструкций [14].

В рамках этого направления были получены следующие результаты:

- сформулированы, теоретически и экспериментально обоснованы принципы конструирования МКГС и разработана методология проектирования агрегатов самолета с их учетом, предложены количественные критерии оценки полноты их реализации;
- обоснованы подходы к построению методик проектирования МКГС с учетом усталостной долговечности и необходимого экспериментального обеспечения;
- исследованы взаимозависимости общих геометрических характеристик агрегатов из КМ типа крыла и конструктивно-технологических параметров МКГС в составе стыковых узлов, позволившие сделать вывод о необходимости решения задач проектирования нерегулярных зон и стыков на более ранних этапах, чем для металлических конструкций. Показано, что предложенные КТР позволяют значительно уменьшить относительную толщину профиля и длину нерегулярной зоны, а также повысить уровень предельных значений удельной нагрузки на крыло.

Существенные результаты получены научной школой ХАИ и в области научного обеспечения технологии производства конструкций ЛА из КМ.

Разработана новая технология получения композиционных материалов с термопластичной матрицей, основанная на рассмотрении полимерного волокна как состояния матричного компонента, в котором он совмещается с армирующими волокнами. Такой подход позволил на базе имеющихся крупнотоннажных нитей получить новые конструкционные материалы с более высокими и стабильными прочностными характеристиками и сделал возможным ранее технически неосуществимое изготовление из них определенной номенклатуры изделий. При этом улучшились условия труда и снизились отходы.

В результате моделирования основных этапов технологического процесса получения композитов найдены значения параметров, при которых

он реализуется с минимальными затратами времени и энергии, а также оптимальные режимы охлаждения, продолжительность выдерживания при наибольшей температуре формования, закономерности воздействия вакуумирования и формующего давления.

Разработано научное обеспечение реализации рациональных процессов формования панельных авиаконструкций из КМ с регламентированным уровнем технологических напряжений.

На основе допущений, следующих из специфики технологического процесса формования, и общих уравнений механики деформированного твердого тела получены аналитические выражения для определения напряженно-деформированного состояния (НДС) в панельных конструкциях из КМ в процессе изготовления. Полученные зависимости позволяют провести расчет НДС изделия, проверить его прочность в процессе формования и определить остаточные напряжения для различных заданных технологических методов и режимов формования, а также применяемых полуфабрикатов КМ.

На базе линейной теории наследственности разработаны методики расчета НДС в элементе конструкции из КМ с учетом реологических свойств его компонентов, а также оптимизации по экономическим показателям технологических процессов, исключающих появление дефектов на заключительной стадии термообработки.

Установлены закономерности синтеза основных параметров оптимизированных температурно-временных режимов формования изделий из КМ, предложен алгоритм построения оптимизированных режимов, а также аналитическая зависимость давления формования от регламентированных и паспортных данных полуфабрикатов.

С использованием соотношений термоупругости получены зависимости для расчета НДС в панельных конструкциях типа слоистых пластин и весьма пологих оболочек, а также длинномерных профилей из КМ, возникающего вследствие температурных воздействий технологического происхождения с учетом деформации усадки и реологических характеристик композиционных материалов.

Значительные результаты получены в научном обеспечении основных технологических процессов производства клееных элементов конструкций

из органопластов для пассажирских и транспортных самолетов (в серийных самолетах Ан-28 и Ан-72 внедрено 122 наименования агрегатов с преимущественным применением органопластов ВВП-3 и органита – 7Т). Разработана технология неразрушающего контроля качества элементов авиаконструкций из КМ в процессе их производства и эксплуатации методом внутреннего трения.

Впервые разработаны эффективные методы раскроя при выкладке армирующих полуфабрикатов и определены рациональные энергетические параметры формообразования композитных деталей авиаконструкций криволинейной формы.

Предложена новая система классификации оснастки для деталей из ПКМ, отличающаяся включением признаков изготавливаемой детали. Определены критерии оценки оснастки и способ сворачивания частных критериев в единый обобщенный критерий качества. На основе статистического материала и расчетных данных проанализированы диапазоны изменения единичных критериев качества и определены аналитические выражения для каждого критерия, получены зависимости для определения затрат при изготовлении оснастки, а также установлены ограничения для транспортировки оснастки и ее жесткости, предотвращающие остаточные деформации оснастки в процессе ее транспортировки.

На основе предложенной системы классификации оснастки разработана информационно-поисковая база данных «Оснастка для деталей из ПКМ для самолетов Ан-70, Ан-140.

В плане решения экологических проблем [15]:

- разработаны концепция безопасной технологии основных этапов производства ЛА из ПКМ и новый подход к оценке безопасности технологических процессов их производства;
- на основе концепции приоритета безопасности производственной жизнедеятельности (БПЖД) и математических моделей отклика биологической системы на вредные факторы синтезированы критерии безопасности технологических процессов производства ЛА из ПКМ;
- разработаны новые методы и реализующие их методики исследования составляющих технологических процессов производства ЛА из ПКМ, критичных по БПЖД;

- исследованы специфические особенности процессов сборки агрегатов ЛА из ПКМ;
- выявлены и исследованы ключевые аспекты безопасности испытаний в экстремальных условиях, эксплуатации и утилизации изделий АРКТ из ПКМ;
- результаты этих исследований внедрены на предприятиях и в организациях, занимающихся созданием АРКТ из КМ.

В конце 90-х годов прошлого столетия были развернуты широкие исследования, направленные на внедрение КМ в ракетно-космических ЛА. Были разработаны основы технологии и создания ресурсосберегающего технологического комплекса изготовления агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов [16]. Новые теоретические и практические результаты получены в технологиях приготовления препрегов, намотки эрозионностойкого покрытия, вакуум-автоклавного формования деталей из КМ горячего отверждения, изготовления силовой оболочки и клеесборки.

Разработаны научные основы технологии производства сотовых заполнителей (СЗ) и сотовых конструкций (СК) для АРКТ и конверсионного назначения, включающие в себя [17]:

- новую концепцию изготовления СЗ и СК;
- новый концептуальный подход и реализующую его классификацию СЗ и СК, адекватную Государственному классификатору продукции и услуг Украины ДК-016-97, но ориентированную на компьютерные технологии поиска оптимальных КТР СЗ и СК;
- математические модели и методы механических испытаний СЗ для создания Государственного стандарта Украины;
- систему научно-технического обеспечения создания новых классов СЗ из алюминиевых сплавов, полимерной бумаги, ПКМ на основе стекло- и углепластиков, технических бумаг и пленки ПЭТФ;
- научные основы создания прецизионных суперлегких СК космического назначения – панелей солнечных батарей;
- концепцию квалиметрии и управления качеством СЗ и СК, основанную на новом подходе к определению показателей качества СЗ на базе конечноэлементных моделей, позволившем впервые получить аналитиче-

ские зависимости этого показателя от геометрических параметров СЗ, удовлетворительно согласующиеся с экспериментом.

Результаты этих исследований внедрены на АНТК «Антонов»; ГKB «Южное»; ФГУП «ГНПЦ им. М.В. Хруничева» (РФ); ГРКК «Энергия» им С.П. Королева (РФ); заводе «Композит» (Узбекистан), на других предприятиях.

В течение последних лет проведен анализ возникновения и взаимодействия погрешностей, появляющихся при производстве СЗ и трехслойной панели в целом, а также их влияние на несущую способность. Разработан алгоритм нахождения профиля технологических несовершенств сотового заполнителя. Предложена схема оценки допустимости технологических допусков, позволившая разработать методику проектировочного расчета трехслойной панели, учитывающую технологические несовершенства, возникающие при ее производстве. Предложена методика оптимизации допусков на изготовление СЗ трехслойной панели с обеспечением заданной несущей способности конструкции. Проведено экспериментальное исследование профиля технологических несовершенств СЗ на основе статистического анализа. Для замера параметров ячеек заполнителя разработан метод электронного копирования, основанный на свойстве относительной оптической прозрачности несущих слоев при встречном равномерном освещении панели световым потоком, перпендикулярным плоскости панели. Данный метод позволяет получать увеличенные изображения участков панели в виде фотографического снимка или электронного изображения. Разработана методика и алгоритм проектирования панелей крыла с учетом профиля технологических несовершенств сотового заполнителя.

Исследования экономических проблем создания изделий АРКТ из КМ проводились в аспекте разработки нового подхода к организации технологии производства, эффективной по критерию технологической себестоимости. Были получены теоретические и практические результаты, включающие в себя анализ состояния экономики производства конструкций ЛА из ПКМ, а также общую оценку комплекса составляющих технологической себестоимости. В этом плане разработаны новые методики, позволяющие производить комплексную оценку физико-химических воздейст-

вий на параметры полимерной матрицы и влияния последних на характеристики подготовительных процессов производства конструкций из ПКМ, предложен новый принцип организации производства, позволяющий снизить затраты на заработную плату путем внедрения новой системы расчетов, базирующейся на получении дробных квалификационных разрядов проводимых работ, а также согласовании параллельных и последовательных переходов операций по времени и численно-квалификационному составу бригады. Сформулирован новый подход к определению стоимостных параметров процесса формования изделий из ПКМ, основанный на комплексной оценке экспериментальных данных и их согласовании с теорией и позволяющий отследить динамику процесса отверждения.

На протяжении всех лет в рамках научной школы ХАИ по проблеме создания высокоэффективных конструкций АРКТ из композиционных материалов опубликовано более 500 статей, получено свыше 180 авторских свидетельств и патентов, защищено 10 докторских диссертаций (в том числе Генеральным конструктором АНТК «Антонов» П.В. Балабуевым, его Первым заместителем Д.С. Кивой, Генеральным директором В.Н. Королем, Главным конструктором Ступинского опытно-конструкторского бюро машиностроения Ю.Л. Сухоросовым и др.) и более 70 кандидатских диссертаций. В активе школы Государственная премия Украины в области науки и техники за 1995 год (в авторском коллективе с учеными УкрНИИАТ, института электросварки им. Е.О. Патона НАН Украины и НИИАТ России).

Научная школа ХАИ явилась основой для открытия в университете специальности «Проектирование и производство конструкций из композиционных материалов». Научно-методическое обеспечение этой специальности составляют 6 учебников и свыше 50 учебных пособий, охватывающих все курсы специальности и пользующихся спросом при переподготовке авиационных специалистов Украины и зарубежья.

Таким образом, исходя из анализа результатов, полученных в ХАИ к настоящему времени, следует констатировать, что по-прежнему остается актуальным дальнейшее решение комплексной проблемы развития научных основ проектирования и производства композитных конструкций АРКТ на базе совершенствования математических моделей строительной

и технологической механики с целью повышения ресурса и надежности авиационных композитных конструкций за счет снижения технологических напряжений и деформаций, повышения точности аэродинамических обводов, качества полуфабрикатов и сборки конструкций панелей, обеспечивающих нормированный уровень дефектов физико-механических и электростатических свойств.

Эта цель, по-видимому, может быть достигнута в ближайшие годы продолжением исследований в трех основных направлениях.

В плане первого направления:

- разработки теоретических аспектов строительной механики стержней разной конфигурации с неоднородным поперечным сечением рекомендаций относительно снижения напряжений и деформаций;
- разработки теории прогнозирования напряженно-деформированного состояния в процессе эксплуатации сборных конструкций из элементов, имеющих технологические поводки;
- на основе анализа напряженно-деформированного состояния обоснования нормативов допустимых отклонений параметров технологических процессов изготовления панелей из слоистых КМ;
- синтеза и обоснования технологических процессов, гарантирующих нормируемый уровень дефектов и поводов;
- разработки методик оптимизации формы поперечного сечения силовых элементов подкрепленных панелей и структуры КМ;
- создания инженерного математического обеспечения прогнозирования поводов конструкций из композиционных материалов при формовании и в эксплуатации.

По второму направлению:

- разработки уточненной классификации технологических несовершенств и дефектов СЗ и СК АРКТ;
- выбора и обоснования эффективных по условиям функционального назначения СК подходов к нормированию допусков на изготовление СЗ и СК АРКТ;
- разработки методов оптимизации допусков на технологические несовершенства и дефекты СЗ из металлических и неметаллических материалов, а также на изготовление и ремонт СК АРКТ.

По третьему направлению:

- проведение исследований физических причин возникновения статических зарядов на полимерных диэлектрических материалах;
- разработки физико-математической модели взаимодействия зарядов на этапах пропитки связующими полимерных материалов;
- проведения физико-математического моделирования процессов взаимодействия свободных и поляризуемых зарядов на изделиях из полимерных материалов на этапе пропитки связующими;
- оптимизации процесса высокотемпературной сушки изделий из полимерных материалов после их пропитки жидким связующим;
- разработки комплексных предложений относительно технических средств повышения равномерности пропитки связующим и уменьшения брака при изготовлении панелей СК из полимерных материалов нейтрализацией зарядов на диэлектрике в условиях производства.

Состояние первого направления в решении этой комплексной проблемы состоит в следующем. Как показано выше, изготовление деталей и агрегатов из композиционных материалов происходит из исходных компонентов в большинстве случаев за одну технологическую операцию, то есть свойства материала и конструкции формируются одновременно и могут отличаться не только от одной конструкции к другой, но и в самой конструкции. В связи с этим проектирование конструкции повышенной надежности и ресурса возможно лишь на основе четких математических зависимостей между параметрами технологического процесса и вызванного им напряженно-деформированного состояния. Для этого необходимо создание технологической механики как нового раздела механики, который позволяет моделировать и проводить количественный анализ влияния технологической предыстории на работоспособность конструкции с КМ, а также решать обратные задачи.

В предыдущих работах научной школы ХАИ разработаны модели технологического деформирования конструкций из КМ и механизмов возникновения дефектов его макроструктуры, их влияния на несущую способность. Были также начаты исследования по определению равновесных размеров расслоений при разных видах нагружения и оптимизации технологических параметров. Но эти исследования находятся еще на начальном

этапе и они не рассматриваются в комплексе с оптимизацией геометрии конструкции и структуры армирования, исходя из необходимых конструкторских решений. Практически не исследованы задачи деформирования стержней из КМ вследствие значительных краевых эффектов (неуравновешенные внутренние моменты на изгиб и кручение), а также конструкций, состоящих из стержней и обшивки.

До сих пор технологические поводки и коробления рассматривались как результат неоднородного объемного состава компонентов КМ, неравномерности полимеризации по объему детали, наличия неминуемых дефектов его структуры и отклонений параметров технологического процесса. Но, как показали поисковые исследования, самой важной причиной возникновения существенных деформаций и напряжений являются краевые эффекты, которые возникают из-за неуравновешенности температурных нормальных и сдвиговых усилий в слоях КМ и приводят к появлению распределенных на краях изгибающих моментов и бимоментов. С таких позиций задачи технологической механики еще не рассматривались. Проведенные эксперименты на сложных профилях из разных материалов подтвердили гипотезу о том, что краевые эффекты являются причиной изгиба и закручивания стержней с неоднородным поперечным сечением при изменении температуры. Это является основой для разработки отдельного раздела строительной механики неоднородных стержней, а также подкрепленных панелей самолетов. На первом этапе планируется разработка методов и методик прогнозирования поведения конструкций из КМ после их извлечения из технологической оснастки (для формулировки требований к технологическому контролю качества), а на втором – определение монтажных технологических деформаций, возникающих вследствие установки деформированной панели на силовой каркас крыла, фюзеляжа.

Наиболее типичными дефектами, возникающими в процессе производства изделий из ПКМ, являются расслоение, отклонение углов армирования структуры и коробление. Моделирование влияния этих дефектов на несущую способность конструкций из композиционных материалов касается разных аспектов проблемы. Во-первых, необходимо исследовать влияние размеров, конфигурации и размещения дефектов по толщине и поверхности конструкции на ее несущую способность. Во-вторых, – коли-

чественно оценить условия, при которых границы дефекта становятся неустойчивыми. Решение такой задачи возможно, если реальную физическую модель рассматривать как сплошное квазиоднородное тело переменной жесткости, имеющее разрывы первого рода на контурах дефектов. Полученные выражения позволят разработать также нормативную документацию для контроля качества.

Обеспечение условий предотвращения образованию дефектов макроструктуры КМ предусматривает управление технологическими параметрами процесса переработки: давлением, температурным полем, теплофизическими свойствами и т.д. Моделирование химико-физических процессов и механических явлений, которые отвечают технологическим процессам создания деталей из КМ, позволит определить рациональные технологические параметры для получения конструкций с заданными ресурсом и надежностью. При решении таких задач раньше использовались допущения о независимости кинетики структурных превращений матрицы и теплоупругих характеристик композиционных материалов. В действительности эти процессы должны рассматриваться совместно с учетом релаксационных процессов.

После завершения технологического процесса изготовления конструкции из ПКМ остается поле технологических напряжений, которое может влиять на ее качество и несущую способность. Определение допустимого уровня остаточных напряжений с учетом факторов, действующих при эксплуатации, позволит объективно и обоснованно выдвигать требования к технологии изготовления с учетом экономических факторов.

Состояние второго направления комплексной программы состоит в научном обеспечении повышения качества трехслойных композитных конструкций с СЗ в процессе их проектирования и изготовления.

Расширение области применения полимерных композиционных материалов в АРКТ и других отраслях техники в ряде случаев стало возможным исключительно благодаря их использованию в системе сотовых конструкций (СК), что позволяет исключить конструктивные ограничения толщины несущих обшивок и тем самым реализовать резерв снижения массы в СК. Производство СЗ превратилось в самостоятельную отрасль, которая обслуживает потребителей разных отраслей продукцией на осно-

ве металлической фольги, полимерных бумаг и КМ, что обеспечивает СК ряд специфических свойств, необходимых для реализации таких функциональных характеристик как радиопрозрачность, тепло- и звукоизоляция, вибропоглощение, высокие удельные прочность и жесткость.

Известно, что все конструкционные материалы уже сами по себе имеют технологическую наследственность, что выражается в зависимости их физико-механических и других свойств от технологии производства. Эта зависимость регламентируется соответствующими допусками в отраслевых и государственных стандартах, что гарантирует уровень свойств материала независимо от партии или завода-производителя того или другого конструкционного материала, поставляемого в соответствующем виде. Но для СЗ аналогичные регламентации допусков в стандартах для определения их физико-механических свойств отсутствуют.

Однако ярко выраженная технологическая наследственность СЗ и СК, источниками (факторами) которой являются технологические несовершенства или дефекты, возникающие на разных стадиях создания СЗ, а в дальнейшем – и СК приводит к интегральным изменениям прогнозируемых свойств СЗ и отклонений в несущей способности СК, которые в ряде случаев выходят за рамки допустимых (регламентированных).

Для СЗ, которые изготавливаются из полимерных бумаг и КМ, неминуемыми являются технологические отклонения физико-механических характеристик этих материалов, которые возникают в процессе их производства и связаны с разориентацией армирующих волокон в гранях СЗ, отклонениях в процентном содержании связующего, неравномерности свойств по высоте СЗ и многими другими, и являются следствием несовершенства самих процессов разных стадий изготовления, в частности электростатических явлений.

Этот тип технологических несовершенств связан с назначением допусков на отклонение параметров сборки СК. К таким задачам в первую очередь следует отнести:

- качество склеивания СЗ с несущими обшивками СК;
- выбор допустимых уровней давления и температурно-временного режима процесса склеивания СК;
- ремонт СК.

Качество склеивания СК характеризуется его надежностью, которая обеспечивается геометрическими параметрами клеевого соединения (толщиной клеевой пленки и размерами клеевых катетов) и его непрерывностью. Требуется уточнения задача учета высоты сотовых заполнителей в его физико-механических характеристиках. Существенное влияние высоты СЗ на его модули сдвига установлено экспериментально, предложен метод определения упругих характеристик сотовых заполнителей (модулей сдвига) на основе конечногоэлементной модели, но эта задача нуждается в последующем уточнении.

Достаточно неопределенными до настоящего времени остаются и сами понятия физико-механических характеристик СЗ, в частности модулей упругости при трансверсальном сжатии и сдвиге, которые связаны с механизмом нагружения СЗ соответствующими усилиями. При экспериментальном определении модуля упругости при трансверсальном сжатии обычно находят секущий модуль. Так как установить уровень нагрузки, который отвечает упругому поведению СЗ достаточно сложно из-за интегрального влияния искривления граней ячеек сот в разных образцах, то определяемая характеристика может выходить из зоны упругой деформации. Такая неопределенность приводит к большому разбросу определяемой характеристики, который является следствием не только наличия интегральных технологических погрешностей сотовых заполнителей, но и погрешностей испытаний.

На физическую картину деформирования накладываются многие технологические погрешности изготовления сотовых заполнителей, поля допусков на которые должны быть обоснованы для основных типов сотовых заполнителей, используемых в промышленности. В связи с этим рациональным является подход, реализующий установление полей допусков на технологические отклонения геометрических и физических параметров сотовых заполнителей, ориентированный непосредственно на его физические характеристики безотносительно к объекту, в котором этот заполнитель будет использован.

В аспекте третьего направления комплексной проблемы в настоящее время наука не может предвидеть появление статического электрического заряда в том или другом технологическом процессе. В производстве появ-

ление статического электричества играет роль катализатора побочных процессов, противодействующих течению основного технологического процесса.

Развитие авиационно-космических технологий, в которых используются КМ, относящиеся к классу диэлектриков, наталкивается, в первую очередь, на появление большого статического заряда, который негативно влияет на ход технологического процесса особенно при контактах заряженных диэлектриков с жидкостями, пропитывающими полимерную бумагу и изделия типа сотовых заполнителей. В физической и технической литературе явления, лежащие в основе статической электризации, не только не рассматриваются совместно, но и не приводятся в какой-либо взаимной связи. Статическая электризация как раздел науки проходит пока еще стадию описания отдельных явлений и не имеет достаточного крепкого физического и математического фундамента. Практически большинство материалов, применяемых в технологических процессах, является хорошими диэлектриками с высоким удельным сопротивлением, превышающим 10^5 Ом м. поэтому они склонны к электризации при контакте как с металлами, так и с диэлектриками.

Появление за последние несколько десятилетий новых синтетических волокон, тканей, полимерной бумаги и пленок с более высокими диэлектрическими свойствами и удельным сопротивлением делает проблему борьбы со статическими электрическими зарядами чрезвычайно важной.

В ходе реализации технологического процесса изготовления панелей сотовых заполнителей из полимерной бумаги был отмечен эффект неравномерного нанесения связующего на полимерную бумагу. Визуально это проявляется в появлении некоторой области на поверхности сотоблока, имеющей меньшую толщину пропитки связующим и другой цвет с постепенным переходом к более темному оттенку на всей оставшейся панели сотоблока.

Таким образом, детальное исследование процессов электризации полимерной бумаги и ее взаимодействия со связующим на этапах пропитки в ваннах и высокотемпературной сушки сотоблоков в печах, которое проводится в ХАИ, является одним из условий обеспечения конкурентоспо-

способности украинской промышленности в изготовлении сотоблоков из негорючей полимерной бумаги.

Существует возможность разработки технологического процесса изготовления сотоблоков, который позволяет нейтрализовать статические заряды на технологической линии на наиболее важных участках взаимодействия сотоблока с жидким связующим и при термической обработке сотоблоков. Эта рабочая гипотеза получила предварительное подтверждение на этапе экспериментальных исследований.

Литература

1. Композиционные материалы: Справочник. – Под ред. Д.М. Карпиноса. – К.: Наук. думка, 1985. – 592 с.
2. Савин В.С. Авиация в Украине. Очерки истории. – Х.: Основа, 1995. – 264 с.
3. Гайдачук В.Е. Конструкция закрылка Ан-2М из стеклопластика секционного типа // XXIII НТК ХАИ: Тез. докл.. – Х.: ХАИ, 1966. – С. 12.
4. Фюзеляж самолета Ан-2М из стеклопластиков / А.Ф.Пильник, Л.А. Колесников, Я.С. Карпов, В.Е. Гайдачук // Самолетостроение и техника воздушного флота. – Х.: ХГУ, 1971. – Вып. 26. – С. 63 – 66.
5. Антонов О.К. Композиційні матеріали для авіабудування // Вісник АН УРСР. – К.: АН УРСР, 1975. – № 12. – С. 68 – 71.
6. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Научная школа ХАИ по проблемам создания эффективных конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов // Технологические системы. – 1999. – № 2. – С. 81 – 83.
7. Бычков С.А., Гайдачук В.Е. Основные проблемы создания изделий авиационной и ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов (Аналитический обзор) // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сб. научн. трудов Гос. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: ГАКУ «ХАИ». – 1998. – Вып. 13. – С. 6 – 17.
8. Гайдачук В.Е. О принципах и проблемах проектирования авиаконструкций из композиционных материалов // Самолетостроение и техника воздушного флота. – Х.: ХГУ, 1975. – Вып. 36. – С. 31 – 39.
9. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Дифференциальный метод проектирования рациональных корпусных авиаконструкций из композиционных мате-

риалов // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – Х.: ХАИ, 1978. – Вып. 43. – С. 81 – 92.

10. Гайдачук В.Е. О проблемах и принципах проектирования летательных аппаратов из композиционных материалов // VIII чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера. – Харьков: ХАИ, 1983.

11. Гайдачук В.Е. Актуальные проблемы научного обеспечения композитных конструкций аэрокосмической техники // Материалы XXI международной конференции и выставки «Композиционные материалы в промышленности (Славполицом) 21-25 мая 2001 г.

12. Карпов Я.С. Разработка структурной модели гетерогенного ортотропного тела и синтез силовых схем авиаконструкций из композиционных материалов: Дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02. – Х.: ХАИ, 1979. – 171 с.

13. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Пути совершенствования и повышения эффективности соединений деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Проектирование элементов конструкций летательных аппаратов: Сб. научн. трудов Харьк. авиац. ин-та. – Х.: ХАИ, 1988. – С. 48 – 55.

14. Карпов Я.С. Научные основы решения проблемы соединения высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Технологические системы. – 2000. – № 1 (3). – С. 36 – 40.

15. Гайдачук О.В. Загальні принципи підвищення безпеки технологічних процесів виробництва конструкцій літальних апаратів // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : Сб. научн. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та м. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2003. – Вып. 35 (4). – С. 7 – 29.

16. Основы технологии изготовления силовых оболочек соплового блока РДТТ / В.А. Цопа, В.Е. Гайдачук, В.Н. Ляной, С.Н. Складар // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : Темат. сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-та. – 1998. – Вып. 11. – С. 113 – 122.

17. Сливинский В.И. Конструктивно-технологические решения по созданию рациональных сотовых конструкций различного назначения // Машиностроение Украины. – Днепропетровск: ДГУ. – 1993. – С. 51 – 58.

Поступила в редакцию 28.03.2005

УДК 621.452.022

И.Ф. Кравченко*ГП «Ивченко-Прогресс», Украина*

**КОНЦЕПЦИЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ ЗАПУСКА
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ СОЗДАНИИ И ДОВОДКЕ ГТД
С НИЗКИМ ВЫБРОСОМ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ**

Рассмотрены сущность и методологические основы решения проблемы запуска камер сгорания ГТД с низким выбросом вредных веществ. На основании обобщения опыта ГП «Ивченко-Прогресс» и анализа современных тенденций в проектировании и доводке малоэмиссионных камер сгорания предложена концепция решения проблемы их запуска.

камера сгорания ГТД, экологическое совершенство, запуск, методология проектирования и доводки

Постановка проблемы и ее связь с научными и практическими задачами. Человечество вступило в эпоху глобального экологического кризиса: его хозяйственная деятельность нарушила динамическое равновесие биосферы, что послужило причиной ее прогрессирующего разрушения. Воздушный бассейн катастрофически быстро загрязняется токсичными продуктами сгорания органических топлив, особенно в крупных городах и промышленных регионах. К числу основных источников выбросов вредных веществ (ВВ) относятся тепловые двигатели, в том числе газотурбинные (ГТД). Последние широко применяются в энергетике, на транспорте (особенно в авиации) и в промышленности (наиболее широко – в газовой).

Суммарная мощность мирового парка ГТД ныне составляет около 2,5 млрд. кВт, что в 20 раз меньше суммарной мощности мирового парка двигателей внутреннего сгорания [1]. Однако, поскольку удельные расходы воздуха через ГТД весьма значительны, они могут приводить к существенному локальному загрязнению атмосферы (например, в зоне аэропортов, компрессорных станций и т. п.).

Поскольку экология – это наиболее заметная касающаяся каждого жителя проблема, и ради ее позитивного решения общество готово идти на существенные затраты, современные ГТД разрабатываются под флагом снижения уровней выбросов ВВ.

Камера сгорания (КС) – важнейший и наиболее трудный в проектировании и доводке узел, определяющий уровни выбросов ВВ ГТД.

Проблема состоит в том, что к организации рабочего процесса КС ГТД предъявляется более двух десятков параметрических требований, многие из которых наилучшим образом удовлетворяются при существенно различной организации рабочего процесса. При этом такие задачи, как получение низких выбросов ВВ и обеспечение надежного устойчивого запуска КС в заданных условиях эксплуатации, как правило, оказываются противоречащими друг другу по оптимуму. Острота проблемы усугубляется тем, что задача поддержания конкурентоспособности отечественных ГТД делает надежный запуск функцией, подчиненной экологии, но без него невозможно выполнение ГТД своего предназначения, то есть проблема надежного запуска остается первичной для любого ГТД. Таким образом, уже на этапе начала разработки малоэмиссионной КС необходимо заложить научно обоснованную концепцию обеспечения ее успешного запуска.

Обзор публикаций и выделение нерешенных частей проблемы. Несмотря на огромное и постоянно растущее число исследований в области малоэмиссионных КС ГТД (их результаты нашли частичное отражение в монографиях [2 – 6], обзорах [7, 8], диссертациях [9, 10] и др.), и значительное число работ, посвященных исследованию рабочего процесса КС на режиме запуска [4, 11 – 16], методологические аспекты решения проблемы запуска малоэмиссионных КС до настоящего времени разработаны очень мало. Авторы [4, 6] ограничились описанием проблемы на феноменологическом уровне. Работы [3, 17 – 24] содержат элементы методологии проектирования и доводки малоэмиссионных КС, однако вопросы запуска в них не выделены. Заслуживает внимания работа [25], где предложена эвристическая процедура оптимизации пусковых характеристик малоэмиссионной КС. Многие исследователи сосредоточились на решении

частной задачи прогнозирования пусковых характеристик КС методами макро моделирования и вычислительной гидроаэродинамики, однако практическое использование результатов, достигнутых в этом направлении, также требует концептуального осмысления. Обзор данного направления сделан автором в работах [26, 27]. Однако развернутая формулировка и аргументированное обоснование концепции решения проблемы запуска КС при создании и доводке ГТД с низким выбросом ВВ в известных работах отсутствует.

Цель данной статьи состоит в разработке такой концепции на основе обобщения опыта ГП «Ивченко-Прогресс» и анализа существующих тенденций в данной области.

Изложение основного материала исследования с обоснованием полученных результатов. В основе концепции решения любой научной проблемы лежит такой план организации работ, который позволяет достичь поставленной цели в минимально короткое время и с минимальными затратами.

Работа начинается с обобщения имеющихся в этой области знаний и опыта. При выполнении расчетов и конструировании КС закладываются известные и вновь изобретенные мероприятия, направленные на обеспечение устойчивого запуска. Необходимо выбрать наиболее оптимальный вариант по критерию выполнения технического задания при минимальных временных и финансовых затратах.

В этой связи особое внимание необходимо уделить алгоритмам запуска для электронного блока управления. Они должны содержать сравнительно простые обобщенные критериальные зависимости, которые можно легко корректировать при помощи входящих в них коэффициентов. Именно продуманность алгоритмов запуска позволяет с минимальными материальными и временными затратами выполнять в последствии экспериментальную доводку запуска полноразмерного двигателя.

В результате обобщения имеющегося опыта автором были предложены следующие зависимости подачи топлива на этапе розжига камеры сгорания, которые прошли успешное опробование на новых двигателя предприятия:

$$G_m = G_m^0 K_p K_T K_n K_{розж} (1 - K_{ост}); \quad (1)$$

$$G_m = G_m^0 K_{G\delta} K_\eta K_T K_n K_{розж} (1 - K_{ост}), \quad (2)$$

где G_m^0 – расход топлива в КС через рабочие форсунки при $H=0$,
 $p_{вх}^* = 1,0332 \text{ кгс/см}^2$, $T_{вх}^* = 288 \text{ К}$;

K_p, K_T – коэффициенты коррекции, учитывающие влияние давления, температуры воздуха на входе в двигатель, соответственно;

K_n – коэффициент коррекции, учитывающий изменение расхода воздуха, в зависимости от частоты вращения ротора высокого давления;

$K_{розж}, K_{ост}$ – коэффициенты коррекции расхода топлива в случае отсутствия роста $T_{ТНД}$ и при запуске «горячего» двигателя, соответственно;

$K_{G\delta}, K_\eta$ – коэффициенты коррекции, учитывающие изменение расхода воздуха и полноты сгорания в КС в высотных условиях, соответственно. Последняя величина определяется по осредненной зависимости для двигателей ГП «Ивченко-Прогресс».

Поскольку мировая тенденция развития малоэмиссионных КС идет по пути сжигания обедненной топливовоздушной смеси (ТВС) [3, 8], то для ее зажигания необходим мощный тепловой источник. Поэтому разработке и автономной доводке источника воспламенения требуется уделить особое внимание. Ясно, что с экономической и временной точек зрения наиболее целесообразно иметь базовый источник воспламенения для применения на различных двигателях.

Для ГТД, особенно авиационных, важна такая характеристика, как тепловая мощность на единицу массы. В настоящее время в ГТД реально нашли применение три способа воспламенения ТВС в КС:

- 1) система зажигания высокой энергии в комбинации со свечами поверхностного разряда;
- 2) система зажигания при помощи факельного воспламенителя;
- 3) система зажигания при помощи плазматрона.

Каждая из систем имеет свои преимущества и недостатки.

При этом в основу методологии автора, сформированной на основании

расчетных и экспериментальных работ, выполненных с его участием на ГП «Ивченко-Прогресс», в настоящее время заложено применение факельных воспламенителей для малоэмиссионных КС.

По сути, факельный воспламенитель (рис. 1) – это миниатюрная КС с простейшей системой регулирования подачи топлива, которая оптимизирована только на условия запуска и имеет непродолжительное время работы.

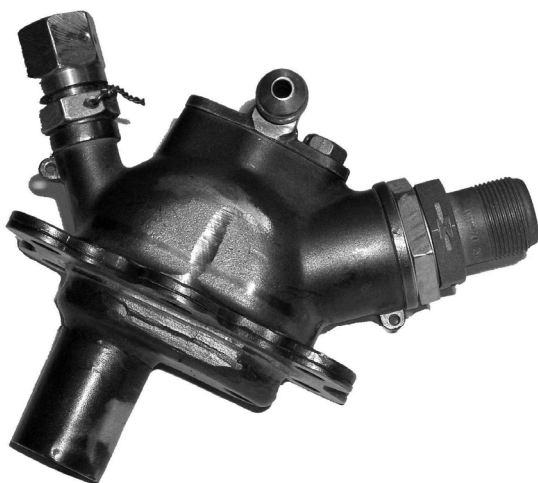


Рис. 1. Базовый факельный воспламенитель
разработки
ГП «Ивченко-Прогресс»

Главные преимущества применения факельного воспламенения таковы.

1. Высокая тепловая мощность (на один-два порядка выше, чем у других систем зажигания).

2. Высокий ресурс работы свечи зажигания и воспламенителя, поскольку все время, кроме запуска, они со-

прикасаются с холодным воздухом, поступающим из-за компрессора при отсутствии воздействия пламени со стороны жаровой трубы.

3. Низкая потребная мощность, а, следовательно, масса и стоимость источника питания свечи, вследствие целенаправленного проектирования для создания только самых благоприятных условий для розжига топлива свечой.

4. Возможность относительной свободы в установке воспламенителя относительно жаровой трубы вследствие его высокой тепловой мощности.

5. Возможность использования одного базового воспламенителя практически для всех типоразмеров выпускаемых двигателей. Это существенно сокращает затраты на доводку, закупку комплектующих и обслужива-

ние.

6. Возможность за счет применения пульсирующей подачи топлива создавать оптимальный для поджига состав ТВС, в зависимости от атмосферных условий, без применения дополнительных специальных агрегатов.

7. Возможность проведения и внедрения усовершенствований и модернизации на базе типовой конструкции без изменения состава изделий.

8. Возможность отработки характеристик воспламенителя в автономных условиях на специальных стендах с низкими затратами.

9. Возможность создания базовых расчетных программ с высокой достоверностью получаемых результатов благодаря имеющейся опытной базе тестовых примеров.

10. Возможность параллельной доводки источника воспламенения и других элементов камеры сгорания.

Бытующее мнение о невозможности применения воспламенителей для быстрого встречного запуска не обосновано, так как опровергается практикой (например, двигатели АЛ-21Ф-3, Р29Б-300, АИ-222-25).

Все вышеизложенное позволяет факельным воспламенителям обладать лучшими удельными, эксплуатационными и стоимостными показателями по сравнению с другими способами воспламенения.

Следующим важнейшим этапом в формировании методологии обеспечения надежного запуска малоэмиссионных камер сгорания является правильный выбор фронтального устройства (ФУ). Ключевым моментом здесь является обеспечение его работы, как минимум, в двухзонном режиме, т.е. ФУ должно на режимах запуска и дросселирования двигателя иметь возможность создавать зоны с более богатой ТВС, чем на основных режимах работы. В этом направлении возможны следующие подходы.

1. Двухзонные КС с параллельным, последовательным и комбинированным расположением зон горения.

2. Однозонные КС с формированием двух и более зон горения за счет специальной организации течения и подачи топлива.

3. КС с регулируемой геометрией воздухоподводящих каналов для управления распределением воздуха между зонами горения.

4. КС, объединяющие перечисленные выше подходы.

Формирование двух и более зон при одноконтурной системе подачи топлива в однозонной камеры сгорания – экономически наиболее целесообразное решение, поскольку упрощается система регулирования подачи топлива, снимаются вопросы его коксования на режимах частичной разгрузки и существенно сокращается количество и номенклатура деталей.

Немаловажным фактором является выбор способа распыла топлива: высоким давлением или аэродинамического. По мнению автора, аэродинамический распыл является наиболее целесообразным по следующим основным причинам.

1. Не требуется высоких давлений в системе топливопитания, что способствует ее высоким эксплуатационным ресурсам.

2. Возможно создание более простых, надежных и менее дорогих одноконтурных систем подачи топлива.

3. Однозначная структура течения ТВС вне зависимости от давления топлива и режима работы двигателя.

Все это обеспечивает системам с аэродинамическим распылом более высокую экономическую эффективность.

Такое двухзонное фронтное устройства с аэродинамическим распылом и одноконтурной системой подачи топлива было разработано при непосредственном участии автора и реализовано в КС ГП «Ивченко-Прогресс».

Таким образом, в ФУ малоэмиссионных камер сгорания на режимах запуска должны создаваться обогащенные топливом зоны, которые на основных режимах работы, по возможности, должны отсутствовать. Предпочтительно создание указанных зон за счет специальной аэродинамики ТВС.

Поскольку реализация данной концепции своей конечной целью ставит завоевание сегмента рынка в составе ГТД, то на этапе эскизного проектирования необходим выбор наиболее оптимального варианта решения проблемы запуска малоэмиссионной КС по критерию выполнения технического задания при минимальных технических рисках, финансовых и временных затратах. Естественно, что такой подход требует иметь уже до

этапа передачи в производство проверенные технические решения по освоенным выше проблемам.

Указанные финансово-экономические аспекты требуют в случае принятия варианта с новыми техническими решениями, влияющими на процесс запуска, после всесторонней теоретической, конструкторской, технологической и экономической проработки ввести этап научно-исследовательских работ, который включает следующие подэтапы.

1. Разработка, как правило, значительно более дешевых упрощенных лабораторных моделей, оптимизированных для автономных экспериментальных исследований при минимальных затратах. Опыт автора показывает, что при разработке новых вариантов наиболее целесообразно отработку процессов запуска вести на одnogорелочных отсеках с ФУ и источником воспламенения, максимально близкими к применяемым на полноразмерной камере сгорания. После такой отработки в практике ГП «Ивченко-Прогресс» не требовалось вводить конструкторские изменения в полноразмерную камеру сгорания. В свою очередь, в случае новизны сам источник воспламенения отдельно проходит автономную экспериментальную отработку.

2. Перед началом испытаний очень важно иметь хорошо спланированные экспериментальные исследования с четко поставленными задачами и целями, которые требуют определить диапазон устойчивого запуска в заданных условиях эксплуатации. Любой следующий этап испытаний должен начинаться после глубокого анализа предыдущего.

3. Продолжительность отработки КС в значительной мере определяется длительностью получения информации о ее рабочем процессе. В последнее время для этой цели, наряду с натурными экспериментами, все шире применяется численное моделирование. Обладая свойством полноты информации, получаемой в результате расчета, численный эксперимент позволяет в значительной мере сократить объем, сроки и, следовательно, стоимость экспериментальной отработки КС. Такое сокращение возможно благодаря более глубокому анализу рабочего процесса камеры сгорания и, вследствие этого, более рациональному планированию экспериментальных исследований. В ходе совместного использования натур-

ного и численного экспериментов проводится сопоставление данных, которое служит основанием для корректировки программ испытаний и систем измерений.

4. Этап автономных лабораторных исследований должен закончиться корректировкой теоретических, конструктивных и технологических решений для применения в полноразмерном объекте.

Современный коммерческий подход к созданию ГТД требует сокращения сроков их разработки до 2 ... 4 лет и стопроцентного исключения технических рисков, поэтому значительные доводочные работы, связанные с существенной переделкой материальной части, недопустимы. По сути, должна быть выполнена экспериментальная проверка характеристик запуска камеры сгорания на полноразмерном двигателе в объеме сертификационных испытаний. Как показывает опыт, максимум, что можно допустить на этом этапе без существенных экономических и маркетинговых потерь – это корректировка критериальных зависимостей, заложенных в электронную систему регулирования двигателя. Поэтому необходимо иметь технологический блок, который позволял бы оперативно в процессе испытаний за счет заранее предусмотренных регулируемых величин подправлять алгоритм запуска по выданным рекомендациям. После выполнения данной работы завершаются необходимые сертификационные работы по запуску.

Выводы и перспективы дальнейших разработок в данном направлении. Исходя из вышеизложенного, предлагается следующая концепция решения проблемы запуска малоэмиссионных КС ГТД.

1. Проработка теоретических и конструктивных решений вариантов запуска КС и оценка их экономической эффективности.

1.1. На основании обобщения имеющихся знаний и опыта разработка сравнительно простых критериальных зависимостей для алгоритмов запуска КС.

1.2. Разработка базового источника воспламенения.

1.3. Разработка базового ФУ КС.

1.4. Выбор наиболее оптимального варианта запуска камеры сгорания по критерию выполнения технического задания при минимальных затра-

тах.

2. Дополнительные мероприятия для случая принятия варианта с новыми техническими решениями, влияющими на процесс запуска камеры сгорания.

2.1. Разработка упрощенных лабораторных моделей, оптимизированных для автономных экспериментальных исследований.

2.2. Автономные экспериментальные исследования на моделях.

2.3. Численное моделирование отдельных аспектов рабочего процесса КС, имеющих непосредственное отношение к запуску, с целью корректировки технологии испытаний.

2.4. Корректировка теоретических и конструктивных решений по результатам лабораторных автономных экспериментальных исследований.

3. Работы по обеспечению сертификации двигателя по пусковым характеристикам.

3.1. Экспериментальная проверка характеристик запуска КС на полномасштабном двигателе и исследуемом объекте.

3.2. Корректировка критериальных зависимостей по результатам испытаний двигателя.

3.3. Сертификационные испытания на двигателе.

Перспективы дальнейших методологических исследований в направлении решения проблемы запуска малоэмиссионных КС автор видит в разработке интеграционных основ для внедрения последних достижений в области измерительной техники, вычислительных технологий, статистических и эвристических методов анализа.

Литература

1. Энергия. Экология. Будущее / В.П. Семиноженко, П.М. Канило, В.Н. Остапчук, А.И. Ровенский. – Х.: Прапор, 2003. – 464 с.
2. Христич В.А., Тумановский А.Г. Газотурбинные двигатели и охрана окружающей среды. – К.: Техніка, 1983. – 144 с.
3. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 286 с.
4. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
5. Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД. – М.: МАИ,

1993. – 336 с.

6. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов, В.Е. Резник, Ю.И. Цыбизов. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.

7. Опыт создания малотоксичных камер сгорания ГТУ / Н.И. Мясников, А.В. Сударев, В.А. Акулов. – М.: ЦНИИТЭИтяжмаш, 1991. – 52 с.

8. Схемы современных камер сгорания авиационных двигателей. – М.: ЦИАМ, 2002. – 47 с. (Аналитический обзор № 401).

9. Лукьяненко А.М. Влияние режимных и конструктивных факторов на уровень эмиссии токсичных веществ в камере сгорания ГТД: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Казань: КАИ, 1984. – 20 с.

10. Максимов Д.А. Закономерности образования окислов азота при сжигании предварительно подготовленной смеси в камерах сгорания наземных установок на базе авиационных ГТД: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Уфа: УГАТУ, 1998. – 24 с.

11. Дубовкин Н.Ф. Воспламенение топливовоздушной смеси в камерах сгорания газотурбинных двигателей // Техн. отчет № 160. – Ин-т им. П.И. Баранова, 1961. – 19 с.

12. Запуск авиационных газотурбинных двигателей / М.А. Алабин, Б.М. Кац, Ю.А. Литвинов. – М.: Машиностроение, 1968. – 228 с.

13. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.

14. Зубков П.Г. Исследование процесса воспламенения при запуске камер сгорания малоразмерных ГТД: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Самара: СГАУ, 1991. – 16 с.

15. Гизатуллин Ф.А. Системы зажигания двигателей летательных аппаратов. – Уфа: УГАТУ, 1998. – 115 с.

16. Высочин В.А. Исследование характеристик рабочего процесса и анализ возможности форсирования пусковых воспламенителей авиационных газотурбинных двигателей // Вестник двигателестроения. – 2004. – № 1. – С. 116 – 120.

17. Муравченко Ф.М. Концепция решения проблем создания и доводки семейства высокоэффективных ТРДД с большой степенью двухконтурности: Автореф. дисс. ... докт. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1990. – 57 с.

18. Элементы методологии проектирования и теории камер сгорания ГТД, ГТУ / Ю.Л. Ковылов, С.В. Лукачев, А.М. Цыганов // Вестник СГАУ. – 1998. – Вып. 1. – С. 165 – 189.

19. Мингазов Б.Г. Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД. – Казань: КГТУ, 2000. – 167 с.

20. Mongia H.C. A Synopsis of Gas Turbine Combustor Design Methodology Evolution of Last 25 Years // 15th International Symposium on Airbreathing Engines (XV ISABE). – Bangalore, India. – September 2 – 7, 2001 (ISABE 2001-1086).

21. Опыт создания и направления дальнейшего совершенствования малотоксичных камер сгорания ГТД и ГТУ / В.Н. Лавров, А.М. Постников, Н.В. Церерин, Ю.И. Цыбизов, В.В. Беляев // Вестник СГАУ. – 2002. – № 2 (2). – С. 65 – 70.

22. Опыт создания и совершенствования низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ АЛ-31СТ / В.М. Чепкин, Е.Ю. Марчуков, В.В. Куприк, С.А. Федоров, В.Г. Гончаров // Конверсия в машиностроении. – 2003. – № 5. – С. 78 – 80.

23. Митрофанов В.А. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: математическое моделирование, методология расчета, концепция оптимального проектирования: Автореф. дисс... докт. техн. наук. – С.-Пб: СПбПУ, 2004. – 32 с.

24. Кравченко И.Ф., Гусев В.Н. Выбор объема жаровой трубы на этапах технического предложения и эскизного проектирования // Международная научно-техническая конференция «Интегрированные компьютерные технологии в машиностроении ИКТМ'2004»: Тез. докл. – Х.: Национальн. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – С. 84.

25. Эвристическая оптимизация характеристик запуска ГТД с малоэмиссионной камерой сгорания / В.Ф. Безъязычный, О.В. Виноградова, А.В. Охлобыстин, В.Н. Шишкин // Полет. – 2004. – № 12. – С. 47 – 50.

26. Костюк В.Е., Кравченко И.Ф. Анализ современных подходов к прогнозированию пусковых и срывных характеристик камер сгорания ГТД. I. Макромоделирование // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 4 (12). – С. 48 – 55.

27. Костюк В.Е., Кравченко И.Ф. Анализ современных подходов к прогнозированию пусковых и срывных характеристик камер сгорания ГТД. II. Моделирование на микроуровне // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 7 (15). – С. 59 – 68.

Поступила в редакцию 29.03.2005

УДК 629.7(091)

И.Ф. Кравченко, В.Н. Денисюк, В.Г. Харченко, С.В. Дмитриев*ГП «Ивченко-Прогресс», Украина***ВЫПУСКНИКИ ХАИ – ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЕ ЯДРО
ГП «ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС»**

В статье рассказывается о нескольких поколениях выпускников ХАИ, их работе в различных руководящих, научно-исследовательских и конструкторско-исследовательских подразделениях ГП «Ивченко-Прогресс» и вкладе в развитие отечественной авиации, в создание новых поколений эффективных, экономичных и надежных авиадвигателей и газотурбинных приводов наземного применения, о совместной работе с научно-преподавательским коллективом ХАИ.

ХАИ, ГП «Ивченко-Прогресс»

Стремительно промелькнуло авиационное столетие, отсчет которого ведется от первого полета самолета братьев Райт.

За эти годы многое изменилось. Украина вошла в число немногих стран, которые обладают технологиями создания и производства летательных аппаратов и авиационных двигателей. Так совпало, что авиационный век и 75-летие ХАИ связаны с еще одной значительной датой в истории отечественной авиации – 60-летием создания Государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, достижения которого в значительной степени связаны с работой на предприятии выпускников ХАИ.

Сегодня ГП «Ивченко-Прогресс» – предприятие с мировым именем в области создания газотурбинных двигателей для авиации и наземного применения.

А начиналось все в далеком 1945-м. 5 мая 1945 года приказом № 193 Народного комиссара авиационной промышленности СССР А.И. Шахурина на заводе № 478 (первоначальное наименование предприятия) было создано опытно-конструкторское бюро по разработке новых и модернизации ранее созданных авиационных двигателей средней и малой мощности

для гражданской авиации. Начальником ОКБ был назначен Александр Георгиевич Ивченко – выпускник Харьковского механико-машиностроительного института. Этот институт совместно с Харьковским авиационным институтом, еще в предвоенные годы, готовил специалистов для молодой бурно развивающейся авиационной промышленности страны.

Ядром коллектива нового ОКБ стали ведущие специалисты Омского завода – выпускники ХАИ 1939 – 1941 г.г.: В.А. Лотарев, А.Н. Зленко, К.М. Валик. В 1945 – 46 гг. из Омска вернулась значительная часть рабочих и инженеров, работавших до эвакуации в Запорожье. Многих из них сразу же перевели в опытное производство. На протяжении этого времени велось строительство, подбирались кадры, по мере поступления оборудования проводились его монтаж и ввод в эксплуатацию, с колес приступили к доводке уже созданных в Омске двигателей и проектированию новых. С этого момента и начинается трудовой путь коллектива опытного конструкторского бюро.

Работниками молодого предприятия был создан целый ряд уникальных поршневых двигателей: АИ-4В; АИ-14; АИ-26В – для учебно-тренировочных и многоцелевых самолетов и вертолетов, АИ-2 – для легендарной бензопилы «Дружба» и запуска маршевых поршневых двигателей.

Когда в 50-х годах перед ОКБ возникла задача создания нового поколения двигателей – газотурбинных, оказалось, что ни теоретической, ни производственно-технологической базы для этой работы у коллектива ОКБ практически не было. Выпускники ХАИ, окончившие институт в предвоенные годы, не имели должной подготовки в этой области. Поэтому А.Г. Ивченко принял решение значительно укрепить коллектив специалистами, получившими достаточную теоретическую подготовку в об-



Лауреат Ленинской премии за
создание двигателя АИ-25
для самолета Як-40 К.М.Валик
(ХАИ-40)

ласти создания ГТД. Таких специалистов Харьковский авиационный институт стал готовить только в конце 40-х годов.



Лауреаты Ленинской премии за создание двигателя АИ-20
для самолета Ил-18. Слева направо:

1 ряд – В.А. Лотарев (ХАИ-39), А.Г. Ивченко (ХММИ-35),
2 ряд – А.И. Шведченко, А.К. Пантелеев, А.Н. Зленко (ХАИ-41)

В 1954 году по заявке А.Г. Ивченко из ХАИ в ОКБ был направлен целый десант – 26 специалистов, имеющих достаточный уровень теоретической подготовки для проектирования газотурбинных двигателей. В конструкторское бюро пришли Ф.М. Муравченко, В.Е. Яловенко, В.И. Дашковский, Л.А. Ефимчук, М.М. Цофин, Г.Ф. Дудник, Л.Г. Носенко, Э.П. Цыбульский, В.Я. Ярошенко, В.И. Деденев, А.Г. Суслов и другие. Коллектив испытателей принял в свои ряды Г.Ф. Зайца. На укрепление технологической службы направили Н.Г. Горбатенко. Все эти молодые специалисты активно включились в работу и быстро завоевали авторитет в коллективе, стали ведущими специалистами в своих подразделениях.

Окончив ХАИ с отличием, Ф.М. Муравченко начал свою трудовую биографию в бригаде компрессоров. Он, со свойственной ему энергией и

целеустремленностью, включился в разработку газотурбинного двигателя АИ-20. В 1959 году Ф.М. Муравченко был назначен начальником конструкторской бригады по запуску двигателей. Впоследствии новая система воздушного запуска ГТД, разработанная под его руководством, нашла широкое применение на летательных аппаратах транспортной и пасса-



Работники предприятия – выпуск ХАИ 1954 г.

жирской авиации. Затем Ф.М. Муравченко возглавил конструкторскую бригаду камер сгорания, которой успешно руководил до назначения его в 1967 году заместителем главного конструктора. В 1983 году он назначается главным конструктором, первым заместителем руководителя предприятия. С 1989 года Федор Михайлович Муравченко – Генеральный конструктор, руководитель предприятия. Он достойно продолжил дело своих учителей, выдающихся конструкторов авиационных двигателей А.Г. Ивченко и В.А. Лотарева.

А тогда, в 1955 году, конструкторский коллектив был ударной силой, которая разработала проект двигателя АИ-20, провела его доводку и победила в конкурсе с ОКБ Н.Д. Кузнецова. Ведущим конструктором по двигателю АИ-20 был К.М. Валик, ведущим инженером по летным испытаниям был В.И. Дашковский – оба выпускники ХАИ.

В марте 1957 г. пассажирский самолет Ан-10, в октябре 1957г. военно-транспортный Ан-8, а в декабре 1957 г. транспортный самолет Ан-12, на которых были установлены двигатели АИ-20, поднялись в воздух. В 1958 году эти двигатели установили на самолет Ил-18. После успешных испытаний двигатели АИ-20 были запущены в серийное производство на двух заводах в Запорожье и Перми.



Генеральные конструкторы, руководители предприятия.

Слева-направо:

А.Г. Ивченко (с 1945г. по 1968г.); В.А. Лотарев (с 1968г. по 1989г.);
Ф.М. Муравченко (с 1989 года)

За выполнение этого задания группа конструкторов ОКБ стала лауреатами Ленинской премии СССР, среди них выпускник ХММИ А.Г. Ивченко, выпускники ХАИ – В.А. Лотарев, А.Н. Зленко.

Высокая надежность и большой ресурс – отличительная черта создаваемых в ОКБ двигателей с момента его основания. Коллектив, возглавляемый А.Г. Ивченко, стал основоположником этой школы. АИ-20 стал первым в СССР двигателем с ресурсом 6000 часов до первого ремонта, а назначенный ресурс составил 22000 часов. Это первый отечественный двигатель с таким уникальным ресурсом.

Идея достижения больших ресурсов и опыт создания АИ-20 были воплощены в жизнь и на двигателях АИ-24, АИ-25, Д-36, которым были установлены такие же ресурсы, как и их предшественнику.

И на всех этапах, как в голодные послевоенные, пятидесятые - переломные, так и позже, когда пришла к ОКБ широкая известность и призна-

ние – все эти годы у А.Г. Ивченко первым заместителем, правой рукой был Владимир Алексеевич Лотарев, с отличием закончивший ХАИ в 1939 г.

В дальнейшем, в период перестройки и в непростых экономических условиях, коллективу, возглавляемому Генеральным конструктором Ф.М. Муравченко, пришлось дополнять и творчески развивать новые методы и формы ресурсного проектирования. Прежняя методология повышения ресурса двигателей для последующих поколений оказалась затратной, не отвечающей требованиям заказчика и потребителя авиационной техники. Но сама концепция создания большересурсных двигателей была сохранена и, в конечном счете, выведена на новую методологию эксплуатации – по техническому состоянию. Двигатели АИ-25, Д-36, Д-136, Д-18Т и более современные Д-436Т1, Д-436ТП проектировались, исходя из новой концепции, которая позволила школе последователей А.Г. Ивченко на Д-36 получить ресурс 9000 часов до первого ремонта, а назначенный до 24000 часов.

В первой шеренге борцов за большие ресурсы двигателей для гражданской авиации были выпускники ХАИ всех поколений.

Много сделано коллективом ОКБ по инициативе А.Г. Ивченко, затем - и Ф.М. Муравченко по конверсии авиационных двигателей в газотурбинные установки для народного хозяйства.

В течение ряда лет авиадвигатели, отработав свой ресурс в воздухе, применялись в народном хозяйстве: в судах на подводных крыльях и воздушной подушке, в приводе газоперекачивающих и буровых установок, электростанций и др.

Большое пополнение выпускников ХАИ предприятие получило в 1955–58 г.г. В эти годы полным ходом шел процесс создания турбовинтового двигателя АИ-24 для самолетов местных воздушных линий Ан-24 и Ан-26, и помощь молодого пополнения была кстати. Они, с присущей им энергией, влились в коллектив. Достаточно быстро возглавили отдел перспективных разработок А.П. Щелок, отдел надежности В.М. Чуйко (впоследствии зам. министра АП СССР, Президент АССАД), отдел компрессоров Б.Г. Резник, отдел турбин Н.И. Глущенко.

В середине 60-х годов ОКБ выступило с предложением о создании двигателя с большой степенью двухконтурности. Это был первый прообраз

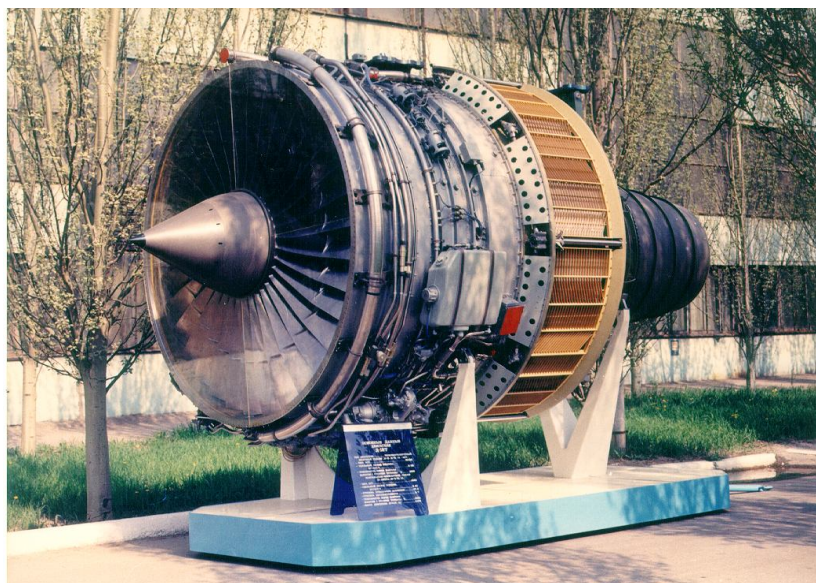
двигателя Д-18Т. В те годы в научных кругах авиационной промышленности целесообразность применения двигателей с большой степенью двухконтурности считалось спорной проблемой. В.А. Лотарев, возглавивший ОКБ в 1968 г., убежденно верил в правильность выбранного направления и на всех коллегиях Минавиапрома, научных и военных советах доказывал, что альтернативы двигателям с большой степенью двухконтурности при создании тяжелых самолетов нет. В.А. Лотарев добивается в Минавиапроме разрешения коллективу ОКБ работать над созданием первого в СССР трехвального ТРДД Д-36 со степенью двухконтурности 5,6. Тему вел заместитель главного конструктора Ф.М. Муравченко. Двигатель Д-36 устанавливается на самолетах Як-42, Ан-72, Ан-74. На базе газогенератора Д-36 в середине 70-х годов под руководством В.А.Лотарева и Ф.М. Муравченко был создан самый мощный в мире турбовальный двигатель Д-136 для вертолета Ми-26. За его создание Ф.М. Муравченко стал лауреатом Государственной премии СССР.

Опыт создания Д-36 лег в основу разработки Д-18Т – двигателя с тягой свыше 23 тонн для самолетов большой грузоподъемности Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия». Большой вклад в его создание внесли выпускники ХАИ В.А. Лотарев, Л.И. Мартыненко, Я.Н. Батулин, Э.Г. Булавин, Г.А. Гирич, Н.И. Глушенко, Ю.Г. Гринь, Л.А. Ефимчук, Б.Г. Резник, М.Г. Залуний, Н.А. Коваленко, А.П. Ботвинов, Ф.Д. Ильюшенко, В.В. Пинчук, В.Б. Жуков.

При создании Д-18Т одной из главных забот В.А. Лотарева становится задача увеличения и развития производственной базы ОКБ, улучшения условий труда и быта работников. Были построены новые механические, сборочный, испытательный цеха, корпус КБ, жилые дома, профилакторий, пионерский лагерь и детские сады.

Последние 17 лет коллектив ГП «Ивченко-Прогресс» возглавляет генеральный конструктор Ф.М. Муравченко. Ему, в сложившейся после распада СССР обстановке, удалось отыскать такие формы и направления тематической деятельности, которые помогли предприятию выстоять в сложных экономических условиях. Результатом нового подхода стала модернизация двигателей для повышения их потребительских свойств и, конечно, новые разработки.

Важнейшей составляющей успеха работы коллектива ОКБ на протяжении всех 60 лет является тесное взаимодействие с ОАО «Мотор Сич», коллектив которого помогает ОКБ создавать новые двигатели и затем их серийно изготавливает.



ТРДД Д-18Т эксплуатируется на самолетах
Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрия»

Сегодня коллектив ГП «Ивченко-Прогресс» работает по 60 тематическим направлениям авиационного и наземного применения. Основные из них для авиации –винтовентиляторный двигатель Д-27 для самолета Ан-70; семейство турбореактивных двигателей Д-436 для самолетов Ту-334, Бе-200, Ан-148; семейство турбореактивных двигателей АИ-222-25 для учебных и боевых самолетов типа Як-130; турбовальный двигатель АИ-450 для легких вертолетов Ка-226, Ми-2А, «АНСАТ», модернизация двигателя Д-18Т для самолетов Ан-124, Ан-225 и другие. Для нужд промышленности и транспорта ведутся работы по созданию газотурбинных приводов в диапазоне мощностей от 1 до 25 МВт.

В настоящее время выпускники факультета авиадвигателей ХАИ в различных руководящих, научно-исследовательских и конструкторско-исследовательских звеньях ГП «Ивченко-Прогресс» составляют: в высшем руководящем звене – 65%; среди руководителей конструкторско-

исследовательских звеньев – 67%; среди ведущих конструкторов и инженеров тематических направлений 77%.



ТВВД Д-27 эксплуатируются на военно-транспортном
самолете короткого взлета и посадки Ан-70

Высокий уровень научно-технической и практической подготовки, умение целесообразно использовать на практике современные компьютерные системы и оргтехнику, быстрое освоение методов и навыков проектирования, изготовления, исследования и доводки газотурбинных двигателей для авиации и изделий наземного применения позволяет выпускникам ХАИ последних лет быстро добиваться высокого профессионального специального уровня и работать на ведущих должностях ГП «Ивченко-Прогресс».

Большой вклад в разработку авиадвигателей нового поколения внесли и продолжают вносить выпускники ХАИ: первый заместитель руководителя предприятия, главный конструктор И.Ф. Кравченко, главные конструкторы Л.И. Мартыненко, А.П. Щелок, В.Н. Денисюк, П.И. Соловьев, Г.И. Ансин, заместитель руководителя предприятия – начальник производства М.Г. Залунин, заместители главного конструктора А.К. Гудилин, В.Ф. Лесной, А.Н. Михайленко, В.И. Пригородов, начальник КБ В.Г. Харченко, заместитель главного технолога В.В. Кальной, начальники отделов и бригад – В.С. Архипов, Я.Н. Батурин, И.Г. Попуга, В.А. Седристый,

А.Д. Самарский, В.И. Олейников, В.П.Машкин, И.Ю. Степанов, С.В. Дмитриев, В.Н. Гусев, В.И. Соколовский, С.Б. Резник, В.И. Письменный, А.Н. Хусточка, ведущие конструкторы – Э.Г. Булавин, П.В. Белашов, А.В. Ефименко, А.С. Тertyшный, В.Ф. Комаров, Е.И. Марченко, А.В. Кукулевский, В.И. Котенко, В.С. Карпус, В.И. Дашковский, В.М. Романов, Г.А. Петрищев, А.С. Проскуров, А.С. Горшков, Ю.А. Зеленый, В.В. Шевчук, П.К. Овчаренко, О.Н. Дрынов, Ю.А. Покотило, П.Я. Бабаков, Н.Б. Бугаев, В.А. Стороженко, Г.Ф. Заец, К.А. Пантелеев, В.К. Мищенко, М.П. Марков, Ю.В. Грачев, А.Е. Еременко, А.Г. Олейник, Н.В. Исаев, Ю.В. Рублевский и другие.

Много могли бы еще сделать для авиации безвременно ушедшие из жизни Б.Г. Резник, М.М. Величко, Э.П. Цыбульский, М.М. Цофин, Л.Н. Назаренко, М.А. Савранский, Ю.Е. Слюсарев, А.П. Борзов, Д.Г. Галушкин, В.И. Брыль, О.Ф. Муравченко, В.Г. Пейчев, Ф.Ф. Мельник, Е.В. Прозоров.

Создавая современные авиационные двигатели, специалисты предприятия решали серьезные проблемы. Этот опыт положен в дальнейшее развитие отечественного авиадвигателестроения.

Героями Социалистического Труда и Лауреатами Государственной премии СССР, академиками НАН Украины были генеральные конструкторы А.Г. Ивченко и В.А. Лотарев. Генеральный конструктор Ф.М. Муравченко – Герой Украины, Лауреат Государственных премий СССР и Украины, избран членом-корреспондентом НАН Украины.

Докторами технических наук стали генеральные конструкторы А.Г. Ивченко, В.А. Лотарев, Ф.М. Муравченко, президент АССАД В.М. Чуйко. Защитили кандидатские диссертации А.Н. Зленко, Г.А. Гирич, Л.И. Мартыненко, С.И. Слободкин, Ю.Ф. Беляев, М.М. Цофин, А.Я. Ярошенко, А.Я. Дутов, Л.Н. Смирнов, А.В. Ефименко, В.Б. Жуков, В.М. Лапотко, О.Ф. Муравченко и др.

Многие выпускники ХАИ удостоены почетных званий, Государственных премий и правительственных наград.

Выпускники ХАИ – И.И. Шанькин и Э.П. Цыбульский – стали лауреатами Государственной премии СССР за создание генератора инертных газов (ГИГ-4).

В разные годы удостоились высоких званий: Заслуженный машиностроитель Украины – Н.И. Глуценко, Л.И. Мартыненко, А.П. Щелок, Я.Н. Батурин. Э.Г. Булавин, Л.А. Ефимчук, Э.В. Ольховников, В.Ф. Комаров, И.Г. Попуга, В.А. Седристый; Заслуженный работник промышленности Украины – М.Г. Залуин, Г.И. Ансин; выпускница 1976 года В.А. Калюжная стала кавалером ордена Княгини Ольги III степени.



Награды международного общественного признания достижений
ГП «Ивченко-Прогресс» 2001-2004гг. Слева-направо:

Богиня Фортуна;
Золотая торговая марка;
Европейское качество, Евромаркет;
Европейское качество-Бизон;
Золотой Мальтийский Крест;
Золотая награда за технологию и качество

Достижения коллектива ГП «Ивченко-Прогресс» отмечены высокими наградами международного общественного признания.

На протяжении последних 30-ти лет между научно-конструкторскими подразделениями предприятия ГП «Ивченко-Прогресс» и коллективом 2-го факультета ХАИ установились плотное плодотворное научно-техническое сотрудничество и прочные экономические связи.

Так, в процессе совместных работ с кафедрой 201 ХАИ, возглавляемой д.т.н., профессором Л.Г. Бойко, проведен комплекс поверочных расчетов компрессора двигателя Д-27 на анализ структуры течения воздушного потока, исследования влияний конструктивных мероприятий, направленных на повышение параметров и располагаемых запасов газодинамической устойчивости.

С кафедрой 202 ХАИ, научный руководитель работ – д.т.н., профессор В.Н. Доценко, проводились исследования создания высоконапорных узлов повышенного ресурса на основе подшипников скольжения и торцевых газовых уплотнений, высокоскоростных дожимных газовых компрессоров, применительно к ГПА АИ-45.

Совместно с кафедрой 203 ХАИ, возглавляемой д.т.н., профессором С.В. Епифановым, разработаны нелинейные и линейные динамические модели многих типов газотурбинных двигателей, которые использовались для расчета статических и динамических характеристик ГТД на этапах эскизного проектирования и разработки технических требований к системам автоматического управления и диагностики; разработан метод оптимального синтеза автоматических систем, внедренный при создании бортовых систем диагностирования двигателей Д-18Т и Д-27; создан программный комплекс «Диагностика», позволяющий выполнять наземную диагностическую обработку параметров двигателя Д-18Т; ведутся разработка базовых расчетных модулей розжига и срыва пламени, а также программа управления подачей топлива на запуске камеры сгорания Д-18Т и разработка базовых расчетных модулей течения, смесеобразования и горения в камере сгорания типа АИ-22; разработка и тестирование алгоритмов учета выработки ресурсов основными деталями двигателей Д-436Т1 и Д-436ТП; проводятся работы по отладке программ расчета теплового состояния опоры авиационного ГТД, гидравлического расчета сети с целью разработки методики, алгоритмов и программ моделирования маслосистем авиационных ГТД на этапе проектирования.

ГП «Ивченко-Прогресс» гордится своими прекрасными научно-техническими кадрами – выпускниками ХАИ, своими тесными научными, деловыми и просто крепкими дружескими связями с преподавательским составом и научными работниками ХАИ.

Мы уверены в сохранении и дальнейшем приумножении традиций и сотрудничества между славными коллективами ГП «Ивченко-Прогресс» и ХАИ.

Поступила в редакцию 1.04.2005

УДК621.822

В.Н. Доценко*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***ИССЛЕДОВАНИЕ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ В ХАИ
(ИСТОРИЯ, СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ)**

В статье дан краткий обзор научно-исследовательских работ, проведенных в Харьковском авиационном институте за период с 50-х годов прошлого века по настоящее время, посвященных актуальным вопросам исследования и проектирования подшипников скольжения различных типов.

подшипники скольжения, исследование и проектирование, обзор выполненных работ

Начало научно-исследовательских работ, посвященных изучению подшипников скольжения, в Харьковском авиационном институте относится к концу 50-х годов прошлого столетия. По заказу промышленности сотрудники кафедры деталей машин Л.И. Александров, Н.П. Артеменко (в дальнейшем декан авиадвигателестроительного факультета, зав. кафедрой деталей машин и ТММ), Л.М. Фельдман и Ю.В. Яковлев выполнили работу по совершенствованию испытаний натурных крупногабаритных опор скольжения мощных турбин. Был создан уникальный стенд, использующий принцип гидростатического подъема. Стенд был изготовлен на Харьковском турбогенераторном заводе (ХТГЗ), Электротяжмаше, в Краматорском НИИТМаше, в Челябинске. Результаты исследований докладывались в ЦНИИТМАШе, Институте машиноведения АН СССР, а также на III Всесоюзной конференции по трению и износу в машинах [1]. Подобные стенды работают на ряде предприятий и в настоящее время, например на «Турбоатоме». Это было одно из первых исследований опор скольжения гидростатического типа, выполненных в Советском Союзе.

Дальнейшее развитие и существенное расширение круга вопросов, связанных с исследованием подшипников скольжения различных типов, на кафедре «ТММ и ДМ» произошло в конце 60-х – начале 70-х годов, когда эти работы определили приоритетное научное направление кафедры. Ши-

рокомасштабные исследования гидростатодинамических и газостатодинамических опор скольжения для узлов и агрегатов авиационно-космической техники под руководством Н.П. Артеменко были начаты во второй половине 60-х годов (начиная с 1966 – 67 гг.). Творческий коллектив образован из преподавателей на добровольных началах: научный руководитель – Н.П. Артеменко, исполнители – Л.М. Фельдман, В.Н. Доценко, А.И. Зубов, Ф.Ф. Кузьминов, А.И. Поддубный, А.М. Торубара, В.В. Усик. Этим коллективом проведена большая работа по созданию экспериментальной базы. Работы выполнялись для предприятия п/я В2289 (ныне КБ «Южное»), которое в те годы занималось созданием космических энергетических установок (КЭУ) с турбомашинным преобразованием ядерной энергии в электрическую. В качестве теплоносителей использовались жидкие металлы (калий, натрий). Специфика работы опор скольжения высокоскоростных роторов насосов и турбогенератора при смазке этими теплоносителями дала толчок в развитии новых направлений в исследовании подшипниковых опор.

Вследствие малой вязкости смазочных веществ большое внимание уделялось определению режимов течения смазочного вещества (ламинарный, турбулентный, смешанный), устойчивости течения смазочного вещества в зазоре, совместному проявлению гидродинамических и гидростатических эффектов в гидравлических трактах подшипников. Исследованы вопросы, связанные с выбором типа компенсирующего устройства на входе в гидростатические подшипники и формой их камер. Проводились исследования динамических характеристик роторов, установленных на исследуемые опоры, вынужденных колебаний и устойчивости движения системы ротор-опоры. Результаты выполненных исследований легли в основу докторской диссертации руководителя работ Н.П. Артеменко, которая была защищена им в 1978 г.

Чуть позже, в 70-е годы, были начаты работы по созданию гидростатодинамических и газостатодинамических опор для турбонасосных агрегатов ЖРД. Вначале эти работы проводились для Воронежского КБ "Химавтоматика", а затем и для Калининградского КБ "Химмаш". Особенно интересные исследования были связаны с изучением особенностей расчета и

проектирования ТНА, работающих на криогенных компонентах топлива (кислороде, водороде).

Был выполнен большой объем теоретических и опытных исследований, посвященных учету совместного действия напорных и сдвиговых течений в подшипнике (перепад давлений на гидростатическом подшипнике может достигать нескольких сот атмосфер), возможности появления режима двухфазной (газожидкостной) смазки, учету теплообмена между смазочным слоем и тепловыми потоками со стороны окружающих его деталей. Большое внимание уделялось улучшению динамических характеристик системы ротор-опоры за счет введения в состав опорного узла дополнительных упруго-демпферных элементов.

За цикл работ, посвященных исследованию указанных вопросов, сотруднику кафедры В.Н. Доценко была присуждена степень доктора технических наук. Кафедра в это время поддерживала тесные связи с ведущими научными центрами и предприятиями Советского Союза, занимающимися исследованием и проектированием подшипников скольжения: МАИ, КуАИ, КХТИ, ЛПИ, ЦКТИ, ЦИАМ, ЧПИ, ХПИ, Институт ядерной энергетики Ан БССР, ВНПО «Союзтурбогаз», Днепропетровский институт механики АН УССР, Харьковский турбинный завод и др.

Научное направление, созданное профессором Н.П. Артеменко, признано одним из ведущих в бывшем СССР и странах СНГ в области исследования подшипников скольжения. Особенно большие успехи достигнуты при разработке методов расчета и проектирования опор скольжения, работающих на маловязких и двухфазных (газожидкостных) смазочных веществах.

Наряду с исследованием опорных узлов авиационно-космической техники параллельно проводились исследования опор скольжения различных типов и различного назначения для ряда отраслей народного хозяйства. При их исследовании и проектировании были использованы некоторые результаты, полученные ранее для опор авиационно-космической техники. Вместе с тем специфика работы опор в каждом конкретном случае выдвинула ряд новых вопросов, которые составили предмет научного исследования.

Следует отметить цикл работ для ОАО "Турбоатом", проведенных под руководством профессора Н.П. Артеменко сотрудниками кафедры "Детали машин" – А.И. Чайкой, В.В. Усиком, В.И. Назиным. Это исследования различных типов подшипников – радиальных, втулочных, сегментных с подвижными сегментами, радиально-упорных конических втулочных и сегментных, углубленное изучение вопросов, связанных с теплообменными процессами в подшипниках, исследование характеристик подшипников, смазываемых неньютоновскими жидкостями (водосодержащие смазочные вещества типа ВРП – водный раствор полимеров).

А.И. Чайкой проведены обширные работы по изучению динамики исследуемых опор и системы ротор-опоры, а также динамики многоопорных роторов и их диагностики. В настоящее время по результатам выполненных работ А.И. Чайкой представлена к защите докторская диссертация.

Среди других работ, выполненных по данной тематике, следует упомянуть следующие:

- исследование опор гидростатического типа для энергоустановок АЭС, работающих на четырехокиси азота, выполненных для Института ядерной энергетики АН БССР;

- разработка опор скольжения для турбодетандерных агрегатов газовой промышленности и газодинамических сухих уплотнений по заказу ВНПО "Турбогаз".

Результаты исследования гидростатодинамических опор, выполненные на кафедре, опубликованы в 10 сборниках научных трудов, а также в монографии [2]. Результаты исследования гидростатодинамических опор явились предметом трех докторских и шестнадцати кандидатских диссертаций.

В последние годы (1998 – 2004 г.) преподавателями и сотрудниками кафедры проводились научные исследования как в рамках госбюджетного финансирования, так и на хоздоговорных основах с предприятиями различных форм собственности – с ГП ЗМКБ «Прогресс», ОАО «Мотор-Сич» (г. Запорожье), ХАКБ, ОАО «Турбоатом» (г. Харьков), корпорацией ХАДО, Альта-АТД и др. Следует отметить, что сотрудничество с указанными предприятиями позволило модернизировать стенды научно-исследова-

тельской лаборатории и выполнить ряд важных работ по опытному исследованию подшипников скольжения и качения, уплотнений и смазочных материалов.

В настоящее время работы по совершенствованию методов расчета и проектирования опор скольжения различных типов продолжают. Одно из новых направлений исследований связано с разработкой газовых малогабаритных опор скольжения, которые могут найти применение в турбокомпрессорах наддува ДВС, в системах кондиционирования воздуха, в высокоскоростных электродвигателях, а также опор скольжения с промежуточной втулкой для высокоскоростных компрессоров газовой промышленности.

Опыт, накопленный при исследовании подшипников скольжения, позволил квалифицированно проводить научно-исследовательские работы в смежных направлениях, в частности, при исследовании зубчатых волновых передач с гидростатическим генератором (руководитель – доцент А.И. Полетучий) и процессов в двигателях внутреннего сгорания – определение силового взаимодействия между поршнем и цилиндром, разделенными масляной пленкой.

Литература

1. Установка для испытания опорных подшипников мощных турбин / Л.И. Александров, Н.П. Артеменко, Л.М. Фельдман, Ю.В. Яковлев // Труды Третьей всесоюзной конференции по трению и износу в машинах. – М.: АН СССР. – 1960. – Т. 3. – С. 9 – 16.
2. Гидростатические опоры роторов быстроходных машин / Н.П. Артеменко, А.И. Чайка, В.Н. Доценко и др. – Х.: Основа, 1992. – 197 с.

Поступила в редакцию 4.04.2005

УДК 621.793.7

А.И. Долматов, С.В. Сергеев

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

АНИЗОТРОПНЫЕ ДЕТОНАЦИОННЫЕ ПОКРЫТИЯ

Работа посвящена вопросу совершенствования технологии и оборудования, используемого для нанесения детонационно-газовых покрытий. Рассмотрены перспективы повышения эксплуатационных характеристик детонационных покрытий. Дано обоснование применения принципиально нового типа покрытий – анизотропных детонационных покрытий с повышенными характеристиками. Выполнен анализ требований к оборудованию, обеспечивающему нанесение покрытий нового типа. Приведен опыт создания детонационной установки, предназначенной для нанесения анизотропных покрытий.

детонационно-газовые покрытия, анизотропные покрытия

Непрерывно возрастающие требования к надежности, качеству и ресурсу изделий, вызванные современными экономическими условиями, в большой степени определяют актуальность внедрения в промышленность новых технологий, направленных на повышение конкурентоспособности продукции. Среди технологий, позволяющих в различных отраслях машиностроения обеспечить повышенные эксплуатационные характеристики изделий, важное место занимает технологии нанесения специальных функциональных покрытий на поверхности деталей.

К таким технологиям относится технология детонационного нанесения покрытий (ДНП), которая позволяет добиваться таких свойств покрытий, которые недостижимы другими методами. Достоинствами ДНП являются рекордно высокая адгезионная прочность покрытий, минимальная для газотермических покрытий пористость, широкий спектр материалов наносимых покрытий (от пластмасс до керамики), а также значительные величины толщины наносимых покрытий.

Однако данному методу присущ ряд недостатков, которые на сегодняшний день полностью не устранены [1, 2]. Для того, чтобы оценить меру важности недостатков технологии и их влияние на характеристики

покрытий является необходимым анализ современных возможностей метода ДНП на фоне его предельных возможностей.

Определяющей и наиболее важной характеристикой покрытия является его прочность [2]. Влияние прочности покрытия на усталостные характеристики, ресурс изделия и его надежность очевидно.

Ряд исследований в области высокоскоростного соударения тел дает возможность утверждать тот факт, что при определенной скорости соударения (критической скорости) происходит разрушение материала мишени на атомном уровне. Явление объясняется смещением электронных оболочек атомов при высоких скоростях удара, что приводит к значительному снижению энергии связей между атомами. Эффект наиболее существенно проявляется при повышении скорости удара и плотности метаемого тела. Следствием удара на критической скорости является высвобождение энергии межатомных связей, проявляющееся в виде взрывообразного разрушения соударяющихся тел.

Проведенные в лаборатории газотермических покрытий исследования подтвердили факт подобного разрушения метаемых частиц при высокоскоростном соударении. Разрушение частиц происходило на скоростях, соответствующих скорости звука в материале частиц метаемого порошка. Следствием приведенных выше фактов является следующее:

- 1) предельно возможная потенциальная энергия связи между частицами покрытия и подложки достижима на скоростях, не превышающих скорость звука в одном из материалов, участвующем в формировании покрытия;
- 2) на околокритических скоростях соударения возможна имплантация атомов материала частиц в подложку на значительную глубину, однако получение слоя покрытия затруднительно;
- 3) при увеличении скорости частиц до величин, приближающихся к величине скорости звука в одном из материалов, участвующем в формировании покрытия, следует ожидать значительного повышения потенциальной энергии связи между частицами покрытия и подложки.

Современные детонационные установки способны обеспечить скорость частиц около 1000 м/с, либо незначительно ее превысить. При этом достигается прочность покрытий порядка 200 мПа. Приближенная оценка ско-

рости звука в металле по зависимости $V = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$ для сталей составляет около 5000 м/с, т.е. существует потенциальная возможность для увеличения кинетической энергии частиц при ДНП на порядок (рис. 1), что соответствующим образом скажется на прочности покрытия.

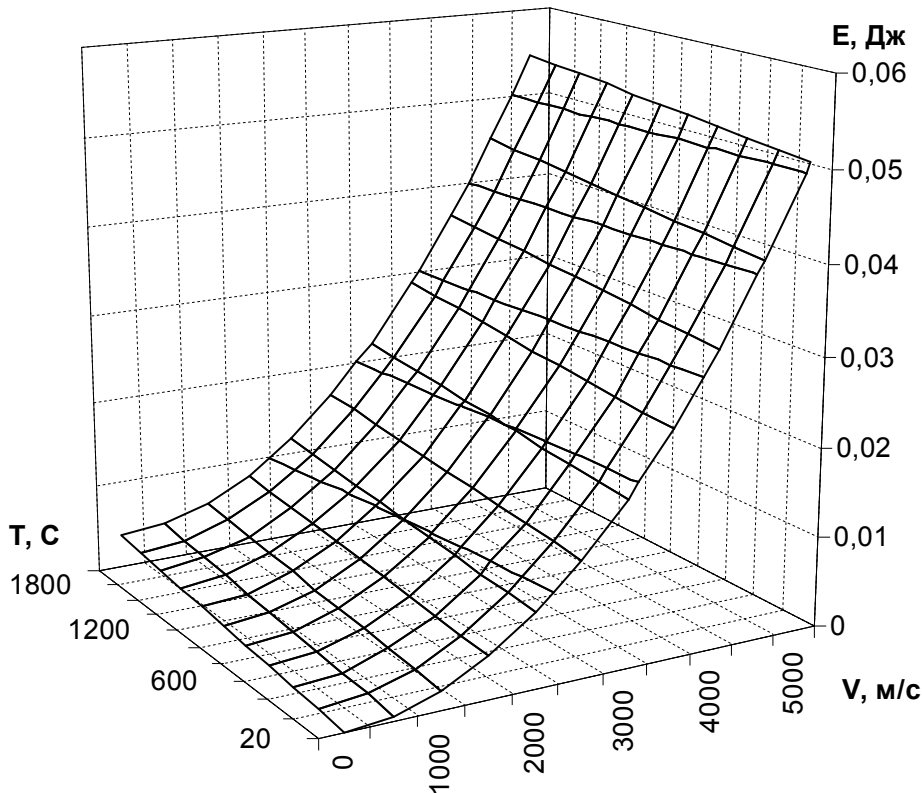


Рис. 1. Зависимость полной энергии частицы стали 45 (100 мкм) от скорости и температуры.

Однако современные применяемые энергоносители и конструкция детонационно-газовых установок (ДГУ) не позволяют обеспечить скорость частиц более 1500 м/с, поскольку энергетические характеристики газовых детонирующих смесей не позволят достичь более высоких скоростей детонации, следовательно, и скорости продуктов детонации, ускоряющих и нагревающих частицы.

Существуют несколько путей увеличения скорости частиц при ДНП.

1. Ускорение предварительно разогнанных продуктами детонации частиц в стволе установки направленным магнитным полем (рельсотроном). Этот метод пригоден только для электропроводящих материалов покрытия и поэтому не универсален.

2. Ускорение продуктов детонации за счет использования стволов особой формы (формирование пересжатой детонации).

Ускорение детонационной волны за счет подвода электрического заряда в тонкий проводящий слой детонационной волны, являющийся низкотемпературной плазмой, в которой значительная часть атомов ионизирована.

Наиболее эффективным представляется совмещение в ДГУ второго и третьего методов, т.е. формирование пересжатой детонационной волны в стволе особой формы, в которую подается электрический разряд, ускоряющий сам фронт детонационной волны. По проведенным расчетам использование комбинации ствола особой формы и подвода дополнительной энергии в детонационную волну способен обеспечить повышение скорости продуктов детонации в 5 – 6 раз по сравнению с традиционно используемыми энергоносителями и стволами цилиндрической формы. Тем самым обеспечивается повышение энергии частиц и прочности сцепления их с подложкой (деталью) в 8 – 10 раз, в большинстве случаев достигая уровня прочности материала самой детали [2, 3].

Вторым, общим для всех газотермических методов недостатком, является значительный уровень остаточных напряжений в покрытии. В отдельных случаях при определенных условиях потенциальная энергия остаточных напряжений достигает 100% уровня потенциальной энергии связей в покрытии или между покрытием и подложкой. При этом происходит либо растрескивание покрытия под воздействием растягивающих напряжений, либо отслаивание под воздействием сжимающих напряжений. Такое покрытие неспособно сопротивляться внешним воздействиям и разрушается под действием внутренних силовых факторов [2].

Поэтому вполне очевидна важность снижения интенсивности поля потенциальной энергии остаточных напряжений в приповерхностной зоне детали и в самом покрытии. В этой связи остаточные напряжения следует

рассматривать как резерв прочностных характеристик детали с покрытием.

Задача может быть решена и в настоящее время частично решается путем подбора технологических режимов и условий формирования покрытия, обеспечивающих минимум остаточных напряжений, особенно в опасных зонах покрытия, каковыми являются границы единичных пятен покрытия, и особенно граница покрытия с поверхностью детали. В большинстве случаев разрушение покрытий происходит именно по этой границе.

Подобные мероприятия способствуют значительному снижению уровня остаточных напряжений и повышению прочности сцепления покрытия с подложкой, но все же не позволяют решить эту проблему полностью.

Причина заключается в том, что, как правило, материалы детали и покрытия отличаются по своему составу, структуре и физико-механическим свойствам. При формировании покрытия создаются связи между атомами частиц и подложки, которые обеспечивают прочность покрытий. Однако при остывании частиц, формирующих покрытие, появляются остаточные напряжения, уровень которых на границе покрытия с подложкой в большинстве случаев определяет адгезионную прочность покрытия. Кроме этого, помимо термических остаточных напряжений, часто формируются фазовые остаточные напряжения, вызванные изменением кристаллической структуры материала покрытия и подложки [2].

Единственно возможный путь решения проблемы больших градиентов уровня остаточных напряжений состоит в уменьшении градиентов физико-механических свойств в области контакта материалов покрытия и подложки. Поскольку с одной стороны снижение градиентов свойств возможно исключительно за счет варьирования составом покрытия, а с другой стороны – покрытие чаще всего отличается по составу от детали, очевидно, что нанесенное покрытие должно обладать анизотропией физико-механических свойств, фазового и химического составов. В том случае, когда контактируют два однородных материала (подложка и покрытие), отличие их свойств минимально, и также минимален достижимый уровень остаточных напряжений. Более того, само понятие «границы контакта» (рис.2, а) между покрытием и подложкой теряет физический смысл в том

случае, когда прочность нанесенного покрытия достигает уровня прочности однородного с покрытием материала детали (рис.2, б).

Из рис. 2 видно, что при нанесении анизотропного покрытия граница контакта двух различных материалов исчезает; материал, находящийся по разные стороны границы в непосредственной близости к ней, идентичен по химическому составу, и может отличаться лишь пористостью, зернистостью и фазовым составом, т. е. теми свойствами, которыми достаточно легко варьировать за счет выбора фракции порошка и технологических режимов нанесения покрытия.

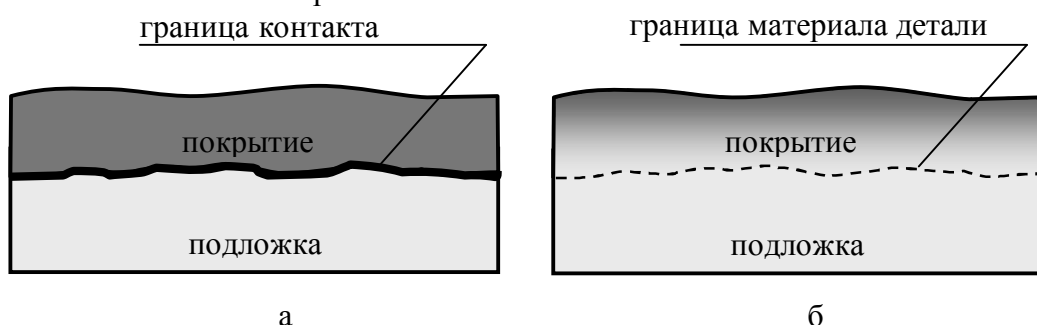


Рис. 2. Структура традиционного однослойного покрытия (а)
и анизотропного покрытия (б)

При формировании покрытия по мере наращивания слоя происходит изменение химического состава покрытия, следовательно, и его физико-механических свойств. Тем самым достигаются требуемые заданные характеристики поверхностного (функционального) слоя покрытия и одновременно с этим обеспечиваются наиболее благоприятные условия для повышения прочностных характеристик покрытия за счет оптимального управляемого распределения и минимизации уровня остаточных напряжений.

Следует заметить, что при нанесении покрытий по вышеуказанной схеме понятие адгезионной прочности теряет смысл, поскольку отсутствует граница контакта покрытия и подложки. Более уместно в данном случае говорить о прочностных характеристиках анизотропного материала и об их распределении по глубине покрытия и детали.

Таким образом, детонационные покрытия, обладающие анизотропией свойств, имеют значительные преимущества по сравнению с покрытиями,

наносимыми по традиционной схеме, благодаря тому, что:

- 1) уровень потенциальной энергии остаточных напряжений в покрытии и приповерхностном слое детали минимален;
- 2) концентратор напряжений и потенциально опасная в плане разрушения область – граница контакта покрытия и полочки – полностью отсутствует или значительно размыта по толщине;
- 3) контакт двух одинаковых материалов – частиц и подложки – обеспечивает наиболее благоприятные условия для формирования межатомных связей, определяющих прочность покрытия в целом;
- 4) возможность варьировать законом изменения состава покрытия по толщине обеспечивает широкие возможности управления напряженным состоянием покрытия.

Опираясь на изложенные выше выводы о возможностях и перспективах метода ДНП, а также учитывая перспективы применения и преимущества анизотропных детонационных покрытий, можно сформулировать следующие требования к детонационной установке, обеспечивающей нанесение подобных покрытий.

1. ДГУ должна быть оснащена стволом специальной формы, обеспечивающим эффект пересжатой детонации [2].

2. Для обеспечения повышенного уровня прочности покрытий в целом необходимо обеспечить возможность дополнительного подвода энергии (электрического разряда) в детонационную волну, что вместе с п.1 даст дополнительные возможности регулирования скорости и температуры частиц наносимого покрытия.

3. Для обеспечения оптимальных условий формирования покрытия в ДГУ должна быть реализована возможность оперативного (программного) управления глубиной загрузки порошка в ствол и длиной ствола в процессе нанесения покрытия.

4. ДГУ должна быть оснащена двумя или более устройствами подачи порошка в ствол установки, управляемыми программно, и предназначенными для различных компонентов покрытия.

Примером такой установки может служить ДГУ «Факел», разработанная в лаборатории газотермических покрытий НАКУ «ХАИ». Она изначально комплектуется системой программного управления, которая по-

звolyет ей работать в трех режимах: ручном, автоматическом и по заданной программе обработки. Система подачи рабочих газов, газораспределительный механизм, система подачи порошков в ствол, система охлаждения управляются дистанционно по программе в режиме реального времени. В основу установки положен комбинированный модульный ствол с настраиваемой геометрией. Установка впервые оснащена системой регулирования технологических параметров – длины ствола и глубины загрузки порошка, также управляемых программно. Система управления поддерживает до трех дозирующих устройств, работающих совместно. В состав установки могут входить приборы активного контроля параметров процесса – скорости и температуры частиц, а также толщины покрытия. Все управляемые и контролируемые параметры, данные диагностики, а также управляющая программа отображаются на дисплее, входящем в состав системы управления.

Такая конструкция установки обеспечивает не только абсолютную гибкость и универсальность при нанесении покрытий традиционным образом, но и позволяет осуществлять нанесение покрытий с градиентом физико-механических свойств и химического состава, принципиально новый тип детонационных покрытий – *анизотропные покрытия*.

Литература

1. Богуслаев В.А., Долматов А.И., Сергеев С.В. Перспективы развития метода детонационного нанесения покрытий // Технологические системы. – 2001. – С. 5 – 9.
2. Сергеев С.В. Исследование, разработка и внедрение высокопроизводительного оборудования и технологии для нанесения детонационно-газовых покрытий на детали авиационных двигателей и технологическую оснастку: Дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 214 с.
3. Долматов А.И., Сергеев С.В. Универсальный детонационный комплекс для нанесения защитных покрытий // Труды Междунар. научно-техн. конф. "Инженерия поверхности и реновация изделий". – Ялта. – 2002. – С. 32 – 39.

Поступила в редакцию 6.04.2005

УДК 621.43.001:681.518.24

Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, С.В. Епифанов

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

**ПРОБЛЕМЫ ДИАГНОСТИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО
СОСТОЯНИЯ И ТЕРМОПРОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ
ТУРБИН АВИАЦИОННОГО ГТД**

Рассмотрены работы кафедры в области диагностики температурного состояния и термopрочности элементов турбин авиационного ГТД.

**диагностика температурного состояния, термopрочность, авиационный
ГТД**

Совершенствование авиационных ГТД связано с повышением уровня термогазодинамических параметров при сохранении высоких требований к надежности и ресурсу. При этом определяющим фактором и критерием развития, неизменным за все годы существования ГТД в авиации, является температурное состояние (ТС) и термopрочность их высоконагретых и высоконагруженных деталей, в частности, турбин, камер сгорания, выходных устройств, а для двигателей последних поколений – также и роторов компрессоров высокого давления. Можно также констатировать, что информация о ТС деталей в одинаковой степени необходима практически на всех этапах жизненного цикла двигателей: предварительных научных исследований, ресурсного проектирования, испытаниях, доводке и эксплуатации по техническому состоянию.

Основной проблемой построения температурного состояния деталей двигателя является установление граничных условий (ГУ) теплообмена на внешних и внутренних поверхностях, которые в большинстве случаев имеют сложную конфигурацию, например, в лопатках турбин с конвективно-пленочным охлаждением. Последующее решение задачи теплопереноса в детали при современном состоянии ЭВМ и их программного обеспечения не вызывает сложностей и позволяет определять температу-

ры и температурные напряжения в каждой точке детали, в том числе и внутренних.

Граничные условия теплообмена, в частности, температуры рабочих и охлаждающих сред, (тепловые потоки) локальные коэффициенты теплоотдачи α на поверхностях детали в настоящее время могут быть определены путем предельно сложных газодинамических расчетов, однако не всегда с удовлетворяющей точностью. Чисто экспериментальные исследования, например, измерения поверхностных температур деталей не решают проблемы на этапе ресурсного проектирования при их отсутствии и к тому же сопряжены со значительными трудностями. Не проще является задача измерения температур рабочих сред в камерах сгорания и на входе в турбину.

Выходом из создавшихся обстоятельств является разработка и применение экспериментально-расчетных методов определения температурного состояния и граничных условий теплообмена деталей, основанных на использовании математического моделирования и современных информационных технологий при обработке результатов прямых измерений температур деталей в ограниченном числе точек, в основном, на внешних поверхностях. В общей постановке эта задача, относится к области диагностики температурного состояния технических объектов или параметрической идентификации их математических моделей. В математическом плане она является некорректно поставленной обратной задачей теплопереноса (ОЗТ), отличающейся реальной неустойчивостью своих решений.

Работы кафедры конструкции авиационных двигателей ХАИ в этом направлении были начаты в 60-х годах. Усилиями И.П. Пелепейченко [1], Д.Ф. Симбирского [2], В.Г. Волкова, Ю.Н. Доценко и др. были созданы оригинальные методы и приборы для измерения быстроизменяющихся высоких температур газовых рабочих сред в различного типа тепловых двигателях, в частности, пульсирующих, со свободно-поршневым генератором газа, поршневых ДВС, турбовинтовых ГТД, ЖРД и других. В этих работах были заложены идеи использования информационных технологий для решения простейших одностепенных ОЗТ, с целью устранения (компенсации) тепловой инерции датчиков.

В дальнейшем научные исследования кафедры по проблеме диагностики ТС и термopрочности деталей ГТД развивались по следующим направлениям:

1. Создание методов и приборов для измерения температур деталей и рабочих сред, работоспособных в условиях ДЛА, не вносящих искажений в исследуемые процессы и обладающих минимальными собственными погрешностями. Их основная задача – получение исходной информации для последующей реализации в алгоритмах диагностики ТС деталей и узлов двигателей.

В работах А.Я. Аникина, Л.С. Григорьева [3], В.Е. Ведя, А.П. Маштылевой, С.И. Проненко, В.А. Берловского, В.М. Фролова, А.В. Олейника и др. были созданы теоретические основы технологии, методики выполнения измерений и метрологического обеспечения семейства **высокотемпературных пленочных термопар** (ВПТ) из платины, родия, золота, палладия и их сплавов. ВПТ использовались, в основном, для измерения по-

верхностных температур деталей из жаропрочных сплавов (рис. 1) и конструкционной керамики при температурах до 1500 °С, скоростях потоков сред до $M = 1,5$ частотах вращения до 20000 об/мин (рабочие лопатки турбин). Их основными достоин-

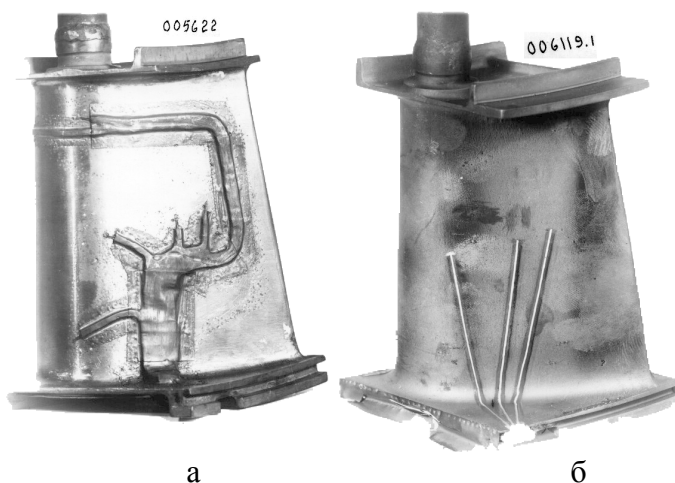


Рис. 1. Сопловая лопатка турбины
высокого давления, препарированная обычными
термопарами (а) и ВПТ (б)

ствами сравнительно с обычными проволочными аналогами является малые толщины (от 0,01 до 0,2 мм), что практически не искажает условий течения газа в межлопаточных каналах турбин, способность размещаться на перфорированных поверхностях конвективно-пленочного охлаждения

без нарушения условий их функционирования, возможность измерения температур острых кромок и поверхностей фольги (толщиной до 0,02 мм) и др.

В диссертационной работе А.И. Скрипки ВПТ на остроугольных керамических основаниях были использованы как малоинерционные датчики высоких (до 1500 °С) температур газовых потоков и как датчики мгновенных тепловых потоков в микроЖДР систем управления КЛА. В диссертационной работе А.В. Олейника [4] – в датчиках лучистых тепловых потоков для систем термовакуумных испытаний КЛА, в диссертационной работе Ю.А. Гусева [5] – в пленочных тензорезисторах для виброиспытаний высокочастотных элементов авиационных ГТД.

В 1972 году ВПТ были высоко оценены в отзыве, подписанном генеральными конструкторами страны в области авиадвигателестроения академиками А. Люлькой, Н. Кузнецовым, В. Лотаревым, С. Туманским, В. Изотовым и П. Соловьевым. Начала функционировать отраслевая НИЛ термopрочности, первыми руководителями которой были заведующий кафедрой А.М. Фрид и Д.Ф. Симбирский, а с 1978 г. – Л.С. Григорьев. В последующем ВПТ использовались в качестве штатного средства при испытаниях и доводке высокотемпературных турбин современных ГТД в ЗМКБ «Прогресс», МКБ «Гранит», ММЗ «Союз» (Тураево), ММЗ «Союз» (Москва) и РКБМ (Рыбинск). Отметим также, что по имеющейся у нас информации работы кафедры по ВПТ на 15–20 лет опережали аналогичные разработки NASA и ведущих западных авиадвигателестроительных и специализирующихся на термопреобразователях фирм.

В 80-х годах Т.И. Кваташидзе, Ю.Р. Токаревым и др. по руководством А.А. Завалия были созданы и успешно использовались на практике **редукционные термопреобразователи (РПТ)** – уникальное средство измерения высоких и сверхвысоких (до 2300 °С) температур в сверхзвуковых (до $M = 5$) газовых потоков с погрешностями, не превышающими 0,5 – 1,5% (в различных модификациях). Искомая температура среды T_c определяется расчетом по непосредственно измеряемым температурам t_1 и t_2 двух термопар, размещенных в интенсивно охлаждаемом канале (рис. 2), путем решения соответствующих ОЗТ. В последующих модификациях РПТ, используя ступенчатые изменения режима отсоса среды, выполняет-

ся адаптация градуировки к условиям конкретных измерений. В целом, РПТ относится к классу интеллектуальных средств измерений, работающих в реальном времени, благодаря использованию микроЭВМ и алгоритмов параметрической идентификации (ниже).

РПТ достаточно широко применялись при исследованиях температурных полей сверхзвуковой струи газовой горелки, потока продуктов сгорания топлива на выходе из камеры сгорания ГТД НПО «Сатурн», при стендовых испытаниях экспериментальных камер сгорания на филиале ЦИАМ им. П.И. Баранова при диагностике ТС высокотемпературных рабочих сред металлургического оборудования на комбинате «Запорожсталь» и др. Они прошли первичную отраслевую аттестацию, были защищены кандидатские диссертации А.А. Завалием и Г.Д. Симбирским. [6].

2. Разработка **методов решения ОЗТ** для охлаждаемых рабочих лопаток высокотемпературных турбин на основе алгоритмов параметрической идентификации динамических систем, в частности, цифрового оптимального фильтра Калмана.

Работы в этом направлении были начаты с начала 70-х годов Д.Ф. Симбирским [7], А.В. Олейником [4], Л.И. Жильцовой, В.Г. Богдановым, А.С. Гольцовым [8], позднее к ним подключились С.В. Елифанов, Е.Н. Бут [9], А.Б. Гулей [10], Г.В. Макаренко [11] и др. По их результатам было предложено и развито новое, практически ориентированное направ-

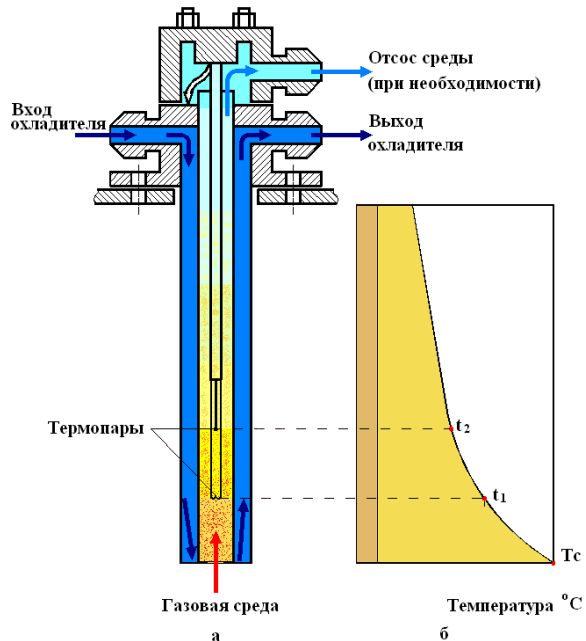


Рис. 2. Принципиальная схема РПТ для измерения высоких (до 2300 °С) температур газовой среды (а) и распределение температур в его канале (б)

ление в области решения различных ОЗТ по определению ГУ теплообмена и теплофизических характеристик материала деталей применительно к ДЛА. Они заключаются в параметрической идентификации исследуемых объектов, представляемых нелинейной в общем случае математической моделью. Для нахождения оптимальных оценок искомого вектора параметров предложено использовать различные регуляризованные алгоритмы нелинейного программирования, в частности, цифровой фильтр Калмана. Впервые поставлена и на основе анализа ковариационной матрицы вектора оптимальных оценок параметров на инженерном уровне решена задача оценок достоверности и точности результатов решения ОЗТ.

Результаты этих работ использовались при промышленных исследованиях ТС лопаток турбин и их моделей, профильных и керамических образцов из жаропрочных сплавов при термоусталостных испытаниях, при исследованиях технологического процесса горячей штамповки компрессорных лопаток, при управлении процессами в вакуумных камерах при термовакuumных испытаниях КЛА, при экспериментальных исследованиях ТС стенок МГД-генераторов и во многих других случаях.

В 1984 г. Л.С. Григорьеву и Д.Ф. Симбирскому были присвоены звания лауреатов государственной премии СССР в области науки и техники в составе авторского коллектива во главе с академиком В.П. Мишиным.

Необходимо отметить, что высокий уровень работ А.В.Олейника, С.В. Епифанова, Г.В. Макаренко и др. в части оптимального планирования эксперимента по параметрической идентификации сложных тепловых объектов и их дальнейшее развитие привели к появлению на кафедре новой научной тематики по диагностике технического состояния и параметрической идентификации газоздушного тракта ГТД. В последующем, под руководством С.В. Епифанова, который в 2001 году защитил докторскую диссертацию [12], и при активном творческом участии В.В. Нерубасского, А.А. Горячего, А.П. Мазуркова, И.И. Лободы и других молодых научных сотрудников и соискателей эта тематика сформировалась в основное активно функционирующее научное направление кафедры – создание теоретических основ и программно-методических средств разработки систем управления и диагностики газотурбинных двигателей.

3. Разработка и программная реализация методов и алгоритмов эксплуатационного расчетного мониторинга температурного состояния и термopрочности основных деталей ГТД для систем учета выработки их ресурса.

Актуальность этого направления была вызвана требованиями систем мониторинга выработки ресурса контролируемыми (основными) деталями (КД), которые в настоящее время входят в состав оперативных бортовых или наземных цифровых автоматизированных систем диагностики технического состояния двигателей, в частности, ЗМКБ «Прогресс» при их эксплуатации. В основу учета выработки ресурса КД положены результаты мониторинга их теплового и напряженного состояния (ТС и НС). Он должен осуществляться по результатам регистрации штатных параметров двигателя, структурно-параметрически идентифицированным моделям температурного состояния и НС с использованием современных информационных технологий на всех установившихся и переходных режимах работы двигателя. При этом погрешности мониторинга должны быть минимальными, так как например, ошибки в мониторинге температурного состояния и НС в 15 – 20%, которые характерны для известных систем, могут привести к погрешностям мониторинга ресурса КД по малоцикловой усталости до 20 – 40 раз.

С привлечением математического аппарата пространства состояний был предложен комплекс оригинальных алгоритмов мониторинга температурного состояния, погрешности которого сравнительно с МКЭ-расчетами, выполняемыми в условиях КБ, не превышают 0,2 – 0,4 % для установившихся и 2,5% для переходных режимов.

При мониторинге НС вычисляются компоненты тензора напряжений в критических точках деталей от действия как механических, так и, что, более, сложно, неравномерности ТС с учетом концентраторов напряжений и возможных упруго-пластических деформаций. Погрешность мониторинга НС менее 1,5% для установившихся и 3% – для переходных режимов (рис. 3).

Информационной основой мониторинга температурного состояния и НС является восстановление для каждого текущего момента времени работа двигателя параметров температурного и механического нагружения

каждой контролируемой детали. Для этого используются разработанные на кафедре модели газоздушного тракта, а также методы параметрической идентификации характеристик двигателей с целью их индивидуализации [12].

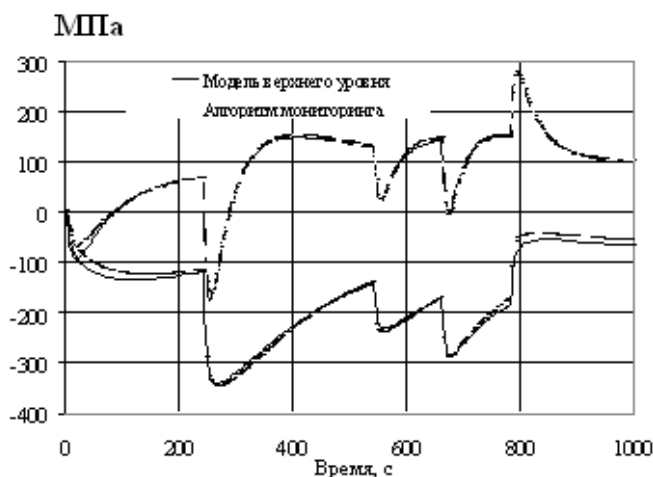


Рис. 3. Изменение компонент тензора температурных напряжений в критической точке диска турбины на натурном переходном режиме
(верхние кривые – σ_x , нижние кривые – σ_z)

Указанные алгоритмы мониторинга температурного состояния и НС были, в основном, предложены А.В. Олейником, исследованы под его руководством в диссертационных работах В.А. Филяева, [13] и Д.В. Крикунова [14]. Они реализованы в системах мониторинга выработки ресурса КД двигателей Д-27 самолета Ан-70 и Д-18Т самолета Ан-124, а также газотурбинного привода Д-336 совместно со специалистами отдела прочности и ряда других подразделений ЗМКБ «Прогресс».

Работы кафедры в области диагностики температурного состояния и термопрочности деталей ГТД выполнялись в тесном сотрудничестве с ведущими предприятиями (ЗМКБ «Прогресс, ММЗ «Союз», МКБ «Гранит», РКБМ («Пермские моторы»), «Люлька-Сатурн» и др.) и научными (ЦИАМ, ВИАМ, ИТТФ, НАНУ, ИПМАШ НАНУ, КАИ, МАИ, УФАИ, ИПП НАНУ и др.) и организациями отрасли. Причем они выгодно отличались своей комплексностью, наличием упомянутых выше взаимосвя-

занных, но все таки самостоятельных научных направлений. Так, на научно-технических форумах, проводимых кафедрой с 1973 г., а особенно регулярно – с 1995 года ищут общий язык и успешно работают над комплексными проблемами двигателестроения ученые самых различных научных отраслей.

Авторы с благодарностью отмечают, что приведенные работы кафедры практически всегда инициировались, находили незамедлительное внедрение, поддержку и участие со стороны ЗМКБ «Прогресс», его руководителей и ведущих специалистов Ф.М. Муравченко, В.И. Колесникова, Л.А. Ефимчука, В.А. Седристого, В.Н. Абросимова Б.Г. Резника, В.В. Грищенко и многих других. Тем более, что по уровню теплового эксперимента это предприятие занимало и занимает в настоящее время почетное место среди ведущих авиадвигателестроительных фирм мира, в частности, в области использования облученных микроалмазов как универсального датчика различных тепловых величин, самостоятельного применения ВПТ и др.

Необходимо также отметить, что приведенные выше научные результаты были достигнуты благодаря активной информационной поддержке, осуществленной научным сотрудником кафедры Т.А. Божененко.

Литература

1. Пелепейченко И.П. Доценко Ю.Н. Определение температуры газового потока в условиях лучистого теплообмена термоприемника с окружающими конструкциями // Изв. Вузов. Приборостроение. – 1072. – Т. XV. – № 9.
2. Симбирский Д.Ф. Исследование методов применения контактных термоприемников для измерения мгновенных температур рабочего тела тепловых двигателей: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Л., 1966. – 18 с. (ЛИТМО).
3. Григорьев Л.С. Исследование теплового состояния элементов газотурбинных двигателей с применением высокотемпературных термопар: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1973. – 26 с. (ХАИ).
4. Олейник А.В. Методы измерения тепловых потоков в вакуумме и разреженных средах измерительными преобразователями калориметрического типа: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Л., 1983. – 20 с. (ЛИТМО).

5. Гусев Ю.А. Разработка и исследование пленочных тензорезисторов для виброиспытаний высоконагретых элементов авиационных газотурбинных двигателей: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1980. – 19 с.
6. Симбирский Г.Д. Метод измерения высоких (до 2500 К) температур газовых потоков на основе адаптивных редуцированных проточных термопреобразователей: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – С.-Пб., 1982. – 18 с.
7. Симбирский Д.Ф. Разработка и исследование методов диагностики теплового состояния элементов двигателей летательных аппаратов: Автореф. дисс. ... д-ра техн. наук. – Х., 1976. – 41 с.
8. Гольцов А.С. Решение граничной обратной задачи теплопроводности для приемников теплового излучения с распределенными параметрами: Автореф.канд.техн.наук. – Х., 1980. – 19 с.
9. Бут Е.Н. Сплайн-идентификация тепловых потоков: Дисс. ... канд. техн. наук. – Л., 1979. – 240 с. (ЛИТМО).
10. Гулей А.Б. Метод параметрической идентификации теплопроводности конструкционных керамических материалов в диапазоне температур 300-1500 К: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук – Х., 1985. – 16 с.
11. Макаренко Г.В. Оптимизация систем параметрической идентификации теплопереноса в элементах теплоэнергетических установок: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х., 1992. – 16 с.
12. Єпифанов С.В. Оптимальний синтез діагностування технічного стану авіаційних ГТД з метою збереження їх надійності (ДСК): Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. – Х., 2001. – 35 с.
13. Филяев В.А. Мониторинг температурного и напряженного состояний деталей авиационных ГТД в системах учета выработки их ресурса: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 2003. – 18 с.
14. Крикунов Д.В. Математичні модулі для експлуатаційного моніторингу температурного стану деталей ГТД в системах обліку виробітку ресурсу: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Х., 2004. – 21 с.

Поступила в редакцию 7.04.2005

УДК 629.7.02

Я.С. Карпов*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***РЕЗУЛЬТАТЫ РЕШЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ
ЗАДАЧ КОНСТРУИРОВАНИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Приведены результаты научных исследований в области разработки конструктивно-технологических решений соединений деталей из композиционных материалов (КМ), оптимизации структуры КМ панелей обшивки, оценки пределов применимости различных способов удовлетворения критериев прочности, проектирования поперечного сечения многолонжеронного крыла, выбора рациональных конструктивных схем дискретно-опертых агрегатов, технологической механики панелей из КМ. На основе научного анализа полученных теоретических и экспериментальных результатов сформулированы практические рекомендации по повышению качества авиаконструкций из КМ.

композиционные материалы, авиаконструкции, критерии прочности**Введение**

По инициативе и при поддержке О.К. Антонова в 60-х годах прошлого столетия в ХАИ впервые в Украине начались систематические исследования по внедрению композиционных материалов в конструкциях самолетов, о чем свидетельствует изготовление и испытание на прочность первых в СССР фюзеляжа самолета АН-2М и его закрылков из стеклопластиков [1]. В последующие годы это направление стало доминирующим в комплексе научно-исследовательских работ почти всех конструкторских бюро авиакосмической отрасли, а также многих ВУЗов и научных учреждений. По мере расширения областей использования КМ и углубления исследований появлялись и выкристаллизовывались новые научные и технические проблемы, которые не были свойственны металлическим конструкциям. Значительный вклад в решение многих из них, особенно после организации отраслевой научно-исследовательской лаборатории компози-

ционных материалов внесли преподаватели, сотрудники и студенты ХАИ в рамках хоздоговоров с АНТК «Антонов», ЦАГИ, Обнинским НПО «Технология» и др. Не вдаваясь в подробный анализ предпосылок и течения научных работ, остановимся на некоторых наиболее существенных результатах.

1. Соединения деталей и агрегатов из КМ

На основе тщательного анализа специфических свойств КМ и технологических процессов их переработки в изделия, а также условий передачи и восприятия нагрузок элементами соединений были сформулированы принципы конструирования металлокомпозитных гетерогенных структур (МКГС) для соединительных законцовок деталей и агрегатов [2 – 6]. Принципиальное отличие синтезированных новых конструктивно-технологических решений (КТР) от традиционных способов соединений состоит в применении крепежных микроэлементов (с размерами, близкими к диаметру арматуры КМ), заформовываемых в КМ при изготовлении деталей. Это позволило реализовать эффективный переход от полимерного КМ к металлическим фитингам, для соединения которых накоплен достаточный опыт (рис. 1.1).

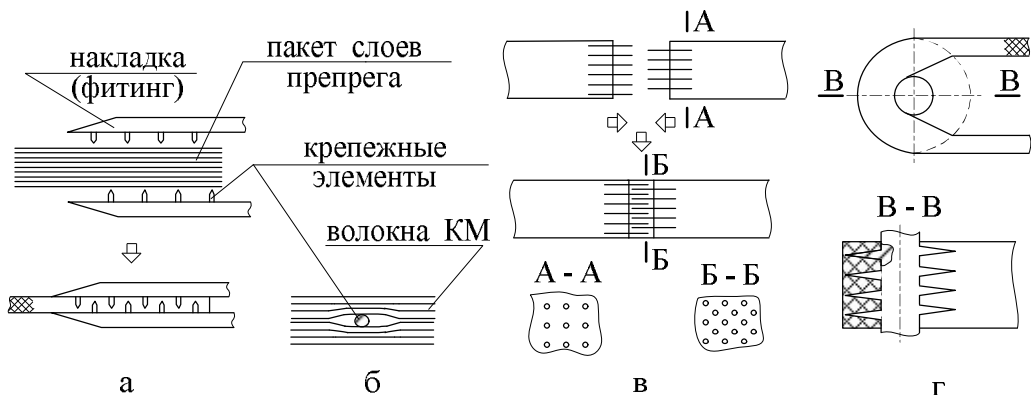


Рис. 1.1. Варианты новых КТР:

а – МКГС с элементами поперечной связи; б – деформация волокон КМ в окрестности крепежного элемента; в – МКГС с элементами продольной связи; г – модифицированное полупетлевое соединение

Для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) соединений с крепежными микроэлементами продольной и поперечной связи разработан метод физической дискретизации [7, 8], заключающийся в разбиении тела на продольные стержни, воспринимающие осевые усилия, и дискретные связи между ними, обеспечивающие совместную работу стержней (для соединений, нагруженных касательными усилиями, тело разбивается на плоские пластины и сдвиговые связи).

Из уравнений совместности деформаций и равновесия элементов дискретной модели получена разрешающая система линейных алгебраических уравнений для определения усилий в деталях и комбинированном соединительном слое, формируемом на основе гипотезы Фолькерсена [7 – 10]. Сравнение результатов, полученных по разработанной методике, с более точными расчетными схемами показало, что величины максимальных напряжений в клеевом слое отличаются на 10 ... 20%. Это позволило построить на базе метода физической дискретизации работоспособные алгоритмы расчета на прочность и проектирования соединений с переменными геометрическими и жесткостными параметрами деталей и комбинированного соединительного слоя, в том числе с дефектами типа непрочности и разрыва волокон КМ.

Внедрение крепежных элементов в препрег (см. рис. 1.1, б) приводит к деформации армирующего материала и, следовательно, к изменению физико-механические характеристики (ФМХ) КМ в окрестности включения. В связи с этим предложена модель взаимодействия штифтов с волокнистым КМ, на основании которой выведены формулы для определения местных значений угла армирования и объемного содержания волокон, изменившихся упругих констант и пределов прочности произвольно ориентированного монослоя КМ, а также осредненных свойств представительного объема КМ, например, между рядами крепежных элементов. Параметрические исследования зависимости деформативных свойств КМ от расположения штифтов и их размеров свидетельствуют о том, что этот фактор следует учитывать, так как, например, модуль упругости может уменьшаться на 10 ... 60%, а это приводит к существенному перераспределению напряжений по длине соединения [11, 12]. Для соединений с элементами продольной связи (рис. 1.1, в) предложена методика определения

их рациональных параметров, по которой были спроектированы образцы из однонаправленного углепластика с площадью поперечного сечения 34 и 400 мм². На рис. 1.2 сплошной линией показана прогнозируемая прочность соединения, а точками – экспериментальные данные [6].

Несущая способность соединений с элементами поперечной связи (см. рис. 1.1, а) и продольной связи (см. рис. 1.1, в) в условиях сложного нагружения была исследована на модели панели крыла, из которой под различными углами вырезались образцы (рис. 1.3). В овалах показаны коэффициенты работоспособности соединения с продольными крепежными микроэлементами из стальной проволоки диаметром 0,25 мм, а в прямоугольниках – соединения с пирамидальными фрезерованными штифтами с основанием 1,5 × 1,5 мм и высотой 3 мм. В скобках приведены коэффициенты вариации прочности соединения. При продольной намотке модифицированного полупетлевого фитинга (рис. 1.1, г)

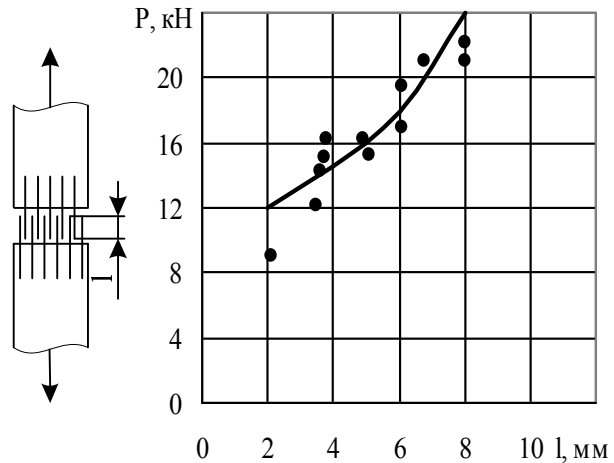


Рис. 1.2. Прочность соединений

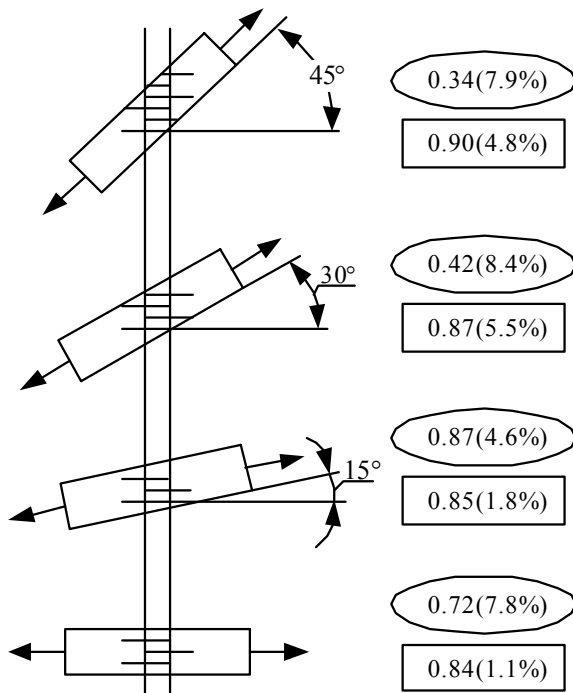


Рис. 1.3. К определению несущей способности

на сердечник, снабженный ребрами или штифтами, последовательно и с некоторым усилием натяжения укладываются слои ленты или жгута. Это приводит к ослаблению усилия натяжения предыдущих слоев и появлению напряжений надавливания. В связи с этим разработана модель, позволяющая описать методику управления параметрами технологического процесса с целью снижения остаточных напряжений. Эффективным способом регулирования уровня внутренних напряжений является ступенчатое изменение межцентрового расстояния при формировании заготовки [13, 14]. Разработаны устройства и методы экспериментального определения трансверсального модуля упругости препрега, а также скорости релаксации усилий и деформаций пакета для различных параметров технологического процесса. Испытания образцов модифицированного полупетлевого фитинга (см. рис. 1.1, г) на растяжение и сжатие подтвердили эффективность этого КТР (коэффициенты работоспособности – 0,8 ... 0,92) [2].

Ввиду специфических особенностей формирования соединения с трансверсальными крепежными микроэлементами (рис. 1.1, а), а также из-за отсутствия нормативных документов разработаны методики, способы и устройства для экспериментального определения следующих параметров:

- коэффициентов податливости элементов соединительного слоя (клея, штифтов, их комбинаций);
- прочности КМ на смятие цилиндрическими и пирамидальными крепежными элементами в зависимости от структуры КМ и способов установки штифтов (вформовка, запрессовка в просверленные отверстия);
- степени снижения прочности КМ в зоне установки крепежных элементов путем внедрения в препрег (без разрушения волокон) и установки в просверленные отверстия (с удалением части волокон).

Изучение зависимости прочности КМ на смятие цилиндрическими стальными штифтами от структуры КМ и направления действия силы проводилось на 12, 18 и 24-слойных дисках-пластинах из КМУ-4э с варьировемым количеством слоев с армированием 0° и $\pm 45^\circ$. По результатам испытаний построены диаграммы анизотропии прочности на смятие для 12 типов структуры КМ, диаметров штифтов 0,8; 1,0; 1,6; 2,0 и 3,0 мм и

для двух способов установки – внедрение в пакет слоев препрега и запрессовка в просверленные отверстия после формования пластин [6].

Анализ экспериментальных данных позволил сформулировать следующие выводы [15]:

- между прочностью на смятие и прочностью на растяжение (сжатие) не существует взаимосвязи по типу имеющейся для металлов;
- степень анизотропии прочности на смятие тем больше, чем ближе КМ к однонаправленному. Среднее значение $\sigma_{см}$ по всем направлениям имеет коэффициент вариации не более 20%, что позволяет не учитывать анизотропию $\sigma_{см}$ на этапе проектирования соединений;
- влияние последовательности укладки слоев незначительно;
- прочность на смятие углепластика со структурой $[0,90^\circ]$ меньше, чем у стеклопластика и органопластика на основе тканей (соответственно 511, 759 и 744 МПа для диаметра штифтов 2,0 мм);
- с увеличением диаметра крепежных элементов прочность на смятие снижается, причем до диаметра 2,0 мм внедрение штифтов в препрег обеспечивает более высокие значения, а при больших диаметрах эффективнее запрессовка в отверстия.

Аналогичные исследования для пирамидальных крепежных элементов с квадратным и ромбовидным основанием, заформовываемых в КМ, показали, что несущая способность на смятие на 20 ... 30% меньше, чем у цилиндрических штифтов.

Для оценки степени снижения прочности КМ в зоне установки штифтов проведены испытания стандартных полосок длиной 200 и шириной 20 мм с внедренными и запрессованными цилиндрическими и пирамидальными элементами. Анализ результатов позволил констатировать следующее (табл. 1.1) [6]:

- при диаметрах до 1,0 мм практически не наблюдается снижение предела прочности углепластика любой структуры при внедрении штифтов;
- при расстоянии между рядами более трех характерных размеров крепежного элемента отсутствует их взаимное влияние;
- пирамидальные крепежные элементы приводят к большему снижению прочности, чем цилиндрические.

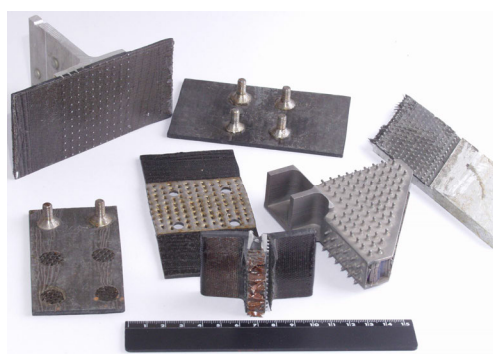
Таблица 1.1

Снижение прочности углепластика для внедренных штифтов

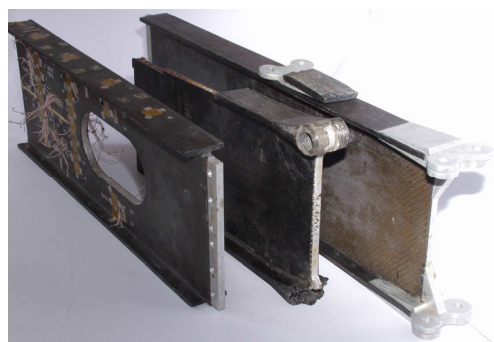
Способ установки штифта	Диаметр штифта, мм											
	0,8			1,0			1,5			2,0		
	Количество штифтов в одном ряду											
	3	4	5	3	4	5	2	3	4	1	2	3
	Коэффициент реализации прочности КМ, %											
Внедрение	96	88	95	83	79	78	88	83	63	83	78	69
Сверление	—	—	—	72	58	38	56	44	31	60	48	33

Экспериментальное исследование податливости соединительного слоя (клей, штифты, их комбинация) для ряда структур КМ, диаметров и размеров штифтов, а также технологических способов реализации соединения показало, что для углепластиков типа КМУ-4э производство податливости штифта на площадь его поперечного сечения является константой. Это позволило обосновать возможность применения зависимостей теории трансверсального армирования КМ для расчета податливости [16].

Экспериментальная оценка несущей способности соединения с элементами трансверсальной связи проводилась на многочисленных образцах и фрагментах конструкций (рис. 1. 4). Результаты свидетельствуют о высокой эффективности и перспективности этого КТР.



а



б

Рис. 1.4. Образцы соединений с элементами трансверсальной связи

2. Оптимизация структуры слоистого КМ

Оптимизация структуры волокнистого слоистого КМ при ограничениях различного типа (прочность, устойчивость, изгибная жесткость и др.) относится к классу фундаментальных задач проектирования конструкций из КМ. Несмотря на многочисленные исследования по этой проблеме, задача оптимального армирования решена для некоторых специфических (конструктивных) критериев проектирования и случаев нагружения для определенного класса деталей и агрегатов (баллоны давления, стержни, диски). Например, не представляет трудностей определение оптимального угла армирования и толщины КМ со структурой $[\pm\varphi]$ для любых критериев проектирования (минимум массы или прогиба панели, максимум критической силы и т.п.) при произвольном характере нагружения как в плоскости, так и в поперечном направлении. Но нет оснований утверждать, что не существует другой структуры, например, $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$, которая удовлетворяла бы поставленным ограничениям при меньшей массе.

Рассмотрим пластину с размерами $a \times b$, нагруженную погонными усилиями N_x , N_y , q_{xy} в плоскости и поперечным давлением p (рис. 2.1) [17 – 20].

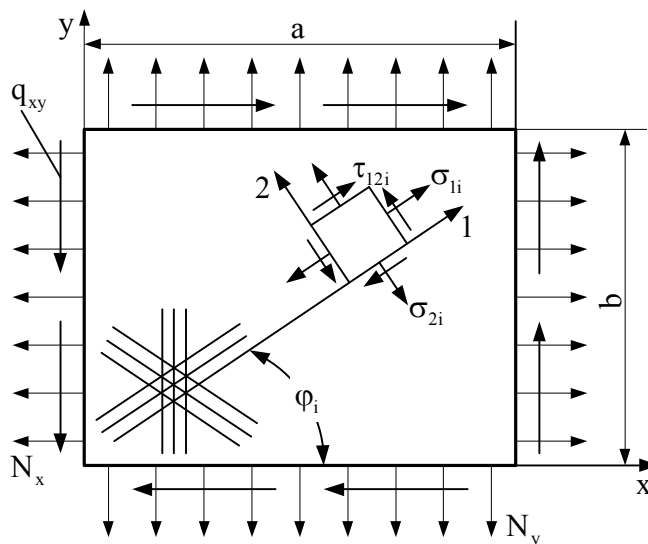


Рис. 2.1. К постановке задачи проектирования структуры КМ

Будем считать, что КМ пластины является ортотропным в осях x , y и состоит из произвольного количества слоев одного препрега. В качестве целевой функции и критерия проектирования примем

$$\bar{G} = G / ab = \sum_{i=1}^n \delta_i \rho_i \longrightarrow \min, \quad i = 1 \dots n, \quad (2.1)$$

где σ_i , ρ_i – толщина слоя с углом армирования ϕ_i и плотность материала этого слоя.

Ограничениями на параметры структуры являются:

– условие прочности слоев в виде критерия Мизеса-Хилла

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}\sigma_{2i}}{F_{1i}F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (2.2)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} – напряжения в слоях (см. рис. 2.1); F_{1i} , F_{2i} , F_{12i} – пределы прочности материала по осям 1, 2 и на сдвиг соответственно;

– обеспечение устойчивости панели под действием усилий в плоскости.

Примем критерий устойчивости в виде

$$-\frac{N_x}{N_{xкр}} - \frac{N_y}{N_{yкр}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xyкр}^2} \leq 1, \quad (2.3)$$

где $N_{xкр}$, $N_{yкр}$, $q_{xyкр}$ – величины критических усилий при их изолированном действии на пластину;

– ограничение на максимальный прогиб панели (характерное ограничение для обшивки крыла), которое в случае равномерно распределенного по поверхности давления можно представить в виде [21]

$$w = \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{a \cdot b} p K_w \leq w_0, \quad (2.4)$$

где K_w – коэффициент опирания; D_1 , D_2 – цилиндрические жесткости по осям x и y соответственно, вычисляемые по известным формулам [21]; w_0 – регламентируемый прогиб панели.

Сформулированная задача характеризуется следующими особенностями:

– неизвестно количество искомых параметров, так как число n является проектной величиной;

- ограничения (2.2), (2.3), (2.4) имеют вид неравенств, что не позволяет использовать классический аппарат вариационного исчисления;
- толщины слоев δ_i и пакета в целом δ_Σ являются дискретно изменяющимися величинами, кратными толщине полуфабриката;
- неизвестен порядок расположения слоев по толщине пакета.

Рассмотрим решение задачи оптимизации структуры КМ, удовлетворяющей только условиям прочности (2.2). Будем считать, что пакет состоит из бесконечного количества ($n \rightarrow \infty$) слоев одного материала, охватывающих весь возможный интервал углов армирования $\varphi \in [-\pi/2, \pi/2]$. Это позволяет считать жесткости пакета константами по φ . Тогда критерий (2.2) может быть записан в виде функции от угла армирования и физико-механических характеристик монослоя КМ [18 – 20]

$$\begin{aligned} \Phi_{np}(\varphi) = \cos^4 \varphi \left[\varepsilon_x^2 d_1 + \varepsilon_y^2 d_2 + \varepsilon_x \varepsilon_y d_4 \right] + \sin^4 \varphi \left[\varepsilon_x^2 d_2 + \varepsilon_y^2 d_1 + \varepsilon_x \varepsilon_y d_4 \right] + \\ + \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi \left[(4d_3 + d_4)(\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2) + \right. \\ \left. + 2\varepsilon_x \varepsilon_y (d_1 + d_2 - 4d_3) + \gamma_{xy}^2 (d_1 + d_2 - 4d_3 - d_4) \right] \pm \end{aligned} \quad (2.5)$$

$$\pm \gamma_{xy} \sin \varphi \cos \varphi \left[(\varepsilon_x + \varepsilon_y)(d_1 - d_2) + \cos 2\varphi (\varepsilon_x - \varepsilon_y)(d_1 + d_2 - 4d_3 - d_4) \right] - 1 \leq 0.$$

где ε_x , ε_y , γ_{xy} – деформации пакета в осях x , y , определяемые по известным зависимостям [21];

$$\begin{aligned} d_1 = \bar{E}_1^2 \left(\frac{1}{F_1^2} + \frac{\mu_{21}^2}{F_2^2} - \frac{\mu_{21}}{F_1 F_2} \right); \quad d_2 = \bar{E}_2^2 \left(\frac{\mu_{12}^2}{F_1^2} + \frac{1}{F_2^2} - \frac{\mu_{12}}{F_1 F_2} \right); \\ d_3 = \frac{G_{12}^2}{F_{12}^2}; \quad d_4 = \bar{E}_1 \bar{E}_2 \left(\frac{2\mu_{12}}{F_1^2} + \frac{2\mu_{21}}{F_2^2} - \frac{1 + \mu_{12}\mu_{21}}{F_1 F_2} \right). \end{aligned} \quad (2.6)$$

Знаки «+» и «-» в выражении (2.5) применяются для слоев с углами армирования $+\varphi$ и $-\varphi$ соответственно, что позволяет в дальнейшем рассматривать интервал $0 \leq \varphi \leq \pi/2$.

В интервале $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ функция $\Phi_{np}(\varphi)$ имеет максимум четыре точки пересечения с осью φ (рис. 2.2) и не более четырех экстремумов. Это свидетельствует о том, что из всего множества слоев в пакете только максимум четыре из них могут быть равнопрочными (для них $\Phi_{np}(\varphi) = 0$). Таким

образом, подтверждается теоретическая возможность существования равнопрочной статически неопределимой системы слоев КМ.

Решение задачи определения оптимальных параметров композиционных материалов среди равнопрочных структур методом Лагранжа, показало, что на интервале $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ функция $\Phi_{np}(\varphi)$ может иметь один (рис. 2.3, кривая 1), два (рис. 2.3, кривая 2) или три (рис. 2.3, кривая 3) минимума, т.е. оптимальными могут быть структуры $[\pm\varphi]$, $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$

(включая частные случаи: $[0, \pm\varphi]$, $[90^\circ, \pm\varphi]$, $[0, 90^\circ]$, $[0, 90^\circ, \pm\varphi]$).

На основании полученных зависимостей были рассмотрены некоторые частные случаи нагружения. Так, проектирование оптимальной структуры КМ при чистом сдвиге показало, что при определенных сочетаниях ФМХ КМ структуры $[0]$, $[90^\circ]$ или $[0, 90^\circ]$ могут обеспечивать меньшую массу пакета слоев, чем структура $[\pm 45]$. При нагружении только нормаль-

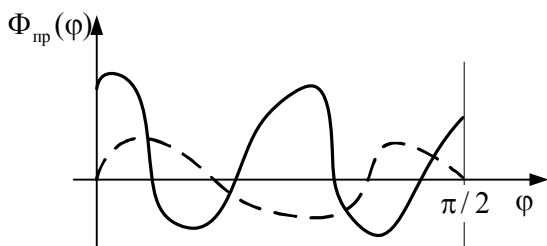


Рис. 2.2. К определению оптимальной структуры КМ

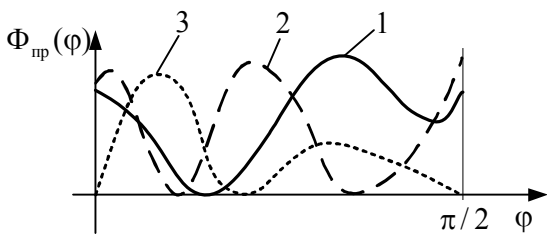


Рис. 2.3. Оптимальные структуры КМ

ными усилиями армирование по траекториям главных напряжений действительно приводит к конструкции минимальной массы, причем такие структуры относятся к классу равнопрочных и среди них являются оптимальными.

Если спроектированный по условию (2.2) КМ не обеспечивает требуемый уровень критических усилий, то необходимо увеличить толщину пакета, потому что при найденной толщине δ_Σ не существует других структур, для которых выполнялся бы критерий (2.2). Увеличение толщины приводит к образованию интервала углов армирования, в пределах которого любой угол и любое сочетание углов обеспечивают прочность конструкции. На рис. 2.4 это показано на примере чистого сдвига.

Таким образом, возникает задача поиска в интервале углов $\varphi_n \leq \varphi \leq \varphi_k$ угла армирования φ или системы слоев $[\pm\varphi_i]$, для которых имеется максимальный запас по устойчивости панели при заданной толщине пакета.

Рассмотрим решение этой задачи для шарнирно-опертой пластины. Будем считать, что пакет слоев симметричен относительно срединной поверхности.

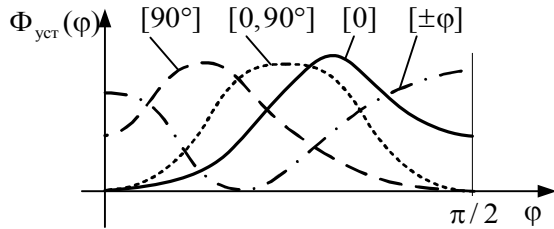


Рис. 2.4. Случай чистого сдвига

Запишем неравенство (2.2) в виде

$$\Phi_{уст} = 1 + \frac{N_x}{N_{хкр}} + \frac{N_y}{N_{укр}} - \frac{q_{xy}^2}{q_{хукр}^2} \geq 0. \quad (2.7)$$

Формулы для расчета критических усилий могут быть записаны в каноническом виде [21]

$$(N_{хкр}, N_{укр}, q_{хукр}) = \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{b^2} (K_x, K_y, K_{xy}), \quad (2.8)$$

где K_x, K_y, K_{xy} – коэффициенты опирания.

Анализ ряда литературных источников [20 – 22] показал, что коэффициенты опирания могут быть представлены функциями от соотношений изгибных жесткостей, параметров волнообразования m и n и отношения размеров пластины в плане a и b :

$$(K_x, K_y, K_{xy}) = f\left(\frac{D_2}{D_1}, \frac{D_1}{D_2}, \frac{D_3}{D_1}, \frac{D_3}{D_2}, m, n, \frac{a}{b}\right), \quad (2.9)$$

где $D_3 = D_{12} + 2D_{33}$ – крутильная жесткость пластины.

С учетом этих зависимостей производная функции $\Phi_{уст}$ по углу армирования φ будет равна

$$\frac{\partial \Phi_{уст}}{\partial \varphi} = 2 \sin 2\varphi \cdot (L_1 \cos^2 \varphi + L_2 \sin^2 \varphi), \quad (2.10)$$

где L_1, L_2 – некоторые коэффициенты.

Анализ выражения (2.10) показывает, что функция $\Phi_{уст}$ имеет два или три экстремума, т.е. оптимальными могут быть структуры $[0]$, $[90^\circ]$, $[0, 90^\circ]$ или $[\pm\varphi]$ (рис. 2.5), если указанные углы армирования принадлежат интервалу $\varphi_n \leq \varphi \leq \varphi_k$, а также $[\pm\varphi_n]$ или $[\pm\varphi_k]$ (см. рис. 2.4).

Таким образом, оптимальная по устойчивости и прочности структура

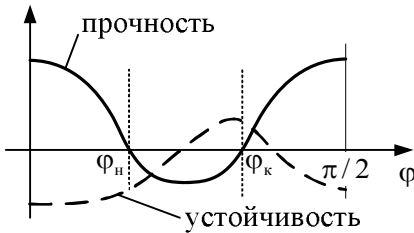


Рис. 2.5. Оптимальные по устойчивости структуры КМ

КМ включает не более двух семейств углов армирования. Это очень важный вывод, так как разрешена задача выбора последовательности укладки слоев в пакете, вызывающая наибольшие затруднения математического характера.

После удовлетворения ограничения по устойчивости необходимо проверить выполнение условия (2.4), которое можно записать в виде

$$\Phi_w = w_0 - \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{a \cdot b} p K_w \geq 0. \quad (2.11)$$

Если ограничение по прогибу не выполняется, то необходимо увеличить толщину (возможности варьирования углами армирования исчерпаны ограничениями по прочности и устойчивости).

Анализ выражения (2.11) приводит к результатам, аналогичным (2.10). На предыдущих этапах проектирования установлены толщина пакета и допустимый интервал углов армирования. Очевидно, что экстремум функции (2.11) внутри допустимого интервала углов достигается при другом значении φ . После определения максимума функции (2.7) естественно появляется возможность уменьшения толщины пакета слоев до тех пор, пока с минимальным запасом будут выполняться условия прочности и устойчивости. Аналогичное утверждение справедливо и для ограничения на максимальный прогиб панели. Таким образом, разработана методика проектирования оптимальной структуры слоистого КМ при ограничениях по прочности, устойчивости и прогибу панели, позволяющая достаточно легко выполнить требование о кратности толщины пакета целому (или четному) количеству слоев полуфабриката.

3. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала

Для оценки несущей способности конструкции из слоистых КМ применяются многочисленные критерии прочности [23, 24], в результате чего становится невозможным сопоставление результатов. По этой причине ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского в утвержденных руководящих технических материалах рекомендует использовать критерий Мизеса – Хилла: на этапе проектирования в записи для монослоя, для которого известны ФМХ, а на этапе поверочного расчета на прочность – для пакета слоев в целом с использованием экспериментально найденных упругих и прочностных свойств пакета КМ [25].

В связи со сказанным актуальным является исследование результатов оценки прочности по этим двум способам удовлетворения критериям. Для монослоя принимаются паспортные данные о его свойствах, а для пакета пределы прочности вычисляются аналитически по методике [24], базирующейся на постулате о том, что пределом прочности является такая величина напряжений, при которой критерий прочности выполняется для всех слоев.

Принимается также, что теоретический предел прочности определяется на основе критерия, по которому впоследствии будет оцениваться несущая способность пакета КМ.

Согласно первому подходу критерии прочности применяются к каждому слою и записываются через напряжения в местной системе координат. Критерий прочности Мизеса – Хилла для монослоя имеет вид

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}}{F_{1i}} \frac{\sigma_{2i}}{F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (3.1)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} – напряжения в местной системе координат; F_{1i} , F_{2i} , F_{12i} – пределы прочности по осям ортотропии слоев 1, 2 на растяжение (сжатие) и на сдвиг; i – номер слоя.

Согласно второму подходу критерий прочности применяется ко всему пакету слоев, который рассматривается как однородный анизотропный материал и записывается через средние напряжения в пакете

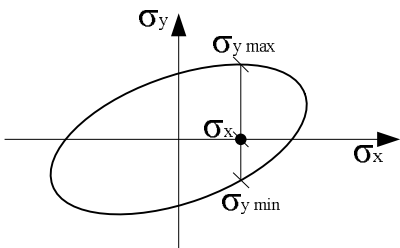
$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x}{F_x} \frac{\sigma_y}{F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} \leq 1. \quad (3.2)$$

Здесь $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ – напряжения в глобальной системе координат; F_x, F_y, F_{xy} – пределы прочности пакета по соответствующим направлениям.

Критерии прочности как для отдельных слоев, так и для пакета в целом представляют собой некоторые замкнутые области в координатах $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$, внутри которых обеспечивается прочность материала.

Пусть $\tau_{xy} = \text{const}$. Тогда для заданного σ_x можно определить интервал напряжений σ_y , в котором будет обеспечиваться прочность КМ (рис. 3.1).

Напряжения $\sigma_{y \max}$ и $\sigma_{y \min}$ определяются из уравнения



$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x}{F_x} \frac{\sigma_y}{F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} = 1 \quad (3.3)$$

с учетом следующих условий:

$$F_x = \begin{cases} F_{xp} & \text{при } \sigma_x > 0, \\ F_{xc} & \text{при } \sigma_x < 0; \end{cases} \quad (3.4)$$

$$F_y = \begin{cases} F_{yp} & \text{при } \sigma_y > 0, \\ F_{yc} & \text{при } \sigma_y < 0. \end{cases}$$

Выразив напряжения в слоях через напряжения в пакете и подставив в соответствующий критерий прочности, получим уравнения

$$A_{1,1}^i \sigma_x^2 + A_{2,2}^i \sigma_y^2 + A_{3,3}^i \tau_{xy}^2 + 2A_{1,2}^i \sigma_x \sigma_y + 2A_{1,3}^i \sigma_x \tau_{xy} + 2A_{2,3}^i \sigma_y \tau_{xy} \leq 1, \quad i = 1, 2, 3, \dots, \quad (3.5)$$

из которых, учитывая, что

$$F_{li} = \begin{cases} F_{lip} & \text{при } \sigma_{li} > 0, \\ F_{lic} & \text{при } \sigma_{li} < 0; \end{cases} \quad F_{2i} = \begin{cases} F_{2ip} & \text{при } \sigma_{2i} > 0, \\ F_{2ic} & \text{при } \sigma_{2i} < 0, \end{cases} \quad (3.6)$$

находятся точки, лежащие на границе линии уровня «предельной» поверхности для послойного критерия прочности.

Аналогичным образом следует поступать при $\sigma_x = \text{const}$.

По разработанной методике проведены численные исследования (рис. 3.2, 3.3) для нескольких материалов с различными структурами [26], анализ которых позволяет сделать следующие выводы:

- так как при послойной оценке прочности предельная поверхность определяется внутренней огибающей предельных поверхностей всех слоев пакета, то, очевидно, что это будет не гладкая поверхность, тем более, что во всех октантах эллипсоиды (3.1) имеют различные величины полуосей, а для пакета в целом поверхность является гладкой, по крайней мере, в пределах одного октанта;

- наличие зон, в которых не соблюдается или критерий прочности пакета для отдельных слоев, или критерий прочности слоя для пакета в целом, что предварительно можно объяснить неучетом взаимного влияния компонентов напряжений при теоретическом определении пределов прочности пакета;

- применение различных подходов к оценке несущей способности конструкции из слоистых КМ на стадиях проектирования и поверочного расчета на прочность нуждается в дополнительном обосновании, потому что даже проверка прочности слоев по экспериментальным значениям пределов проч-

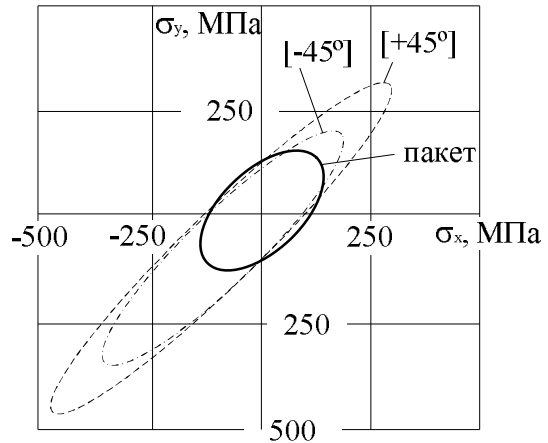


Рис. 3.2. Линии уровня предельных поверхностей для углепластика со структурой $[\pm 45]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа

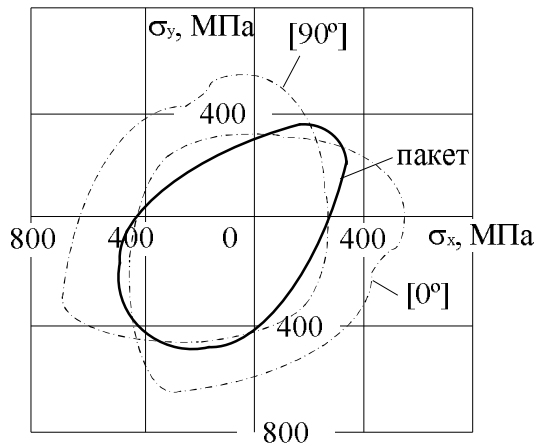


Рис. 3.3. Линии уровня предельных поверхностей для углепластика со структурой $[0, 90]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа

ности пакета обязательно покажет несоблюдение условий прочности какого-либо слоя.

Таким образом, обнаруженное явление ставит разработчиков конструкций из КМ перед дилеммой: каким способом формировать заключение о прочности, тем более что к аналогичным результатам приводит использование других распространенных критериев прочности (максимальных напряжений, максимальных деформаций и др.).

4. Оптимизация конструктивных параметров многолонжеронного крыла из КМ

В последние десятилетия наибольший толчок в своем развитии получили малые беспилотные летательные аппараты (ЛА), легкие многоцелевые ЛА с крыльями малого удлинения и т.п. Такой успех во многом связан с использованием в конструкции указанных аппаратов КМ, доля которых в общем весе планера достигает 80 ... 100%. Композитные крылья большого удлинения пока не получили широкого распространения в авиастроении. Во-первых, это связано с отсутствием методик проектирования крыла, учитывающих весь спектр условий и ограничений (по прочности, устойчивости, регламентируемому прогибу), обеспечивающих необходимую эксплуатационную эффективность и несущую способность в рамках всего ЛА, во-вторых, с особенностями формирования стыковых узлов в зоне крепления крыла к фюзеляжу, в-третьих, с отсутствием налаженного процесса производства и другими факторами. В связи с этим проектирование крыла ЛА из КМ является актуальной и перспективной задачей, особенно для легкомоторной авиации.

Использование КМ в тонкостенных конструкциях, распространенных в авиастроении, позволило внедрить в процесс проектирования принцип разделения функций несущих элементов конструктивно-силовой схемы по восприятию компонентов напряженного состояния. Наиболее характерным примером реализации этого принципа при проектировании агрегатов ЛА является лонжеронное крыло, в котором полки лонжеронов служат для восприятия изгибающего момента, а остальные элементы (обшивка, стенки, нервюры) воспринимают сдвигающие усилия (крутящий момент и

перерезывающие силы). Такое предварительное разделение функций несущих элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) обуславливает различную структуру КМ [27]: преимущественно однонаправленную для полок и под углами $\pm 45^\circ$ для остальных элементов. Для большинства современных КМ отношение модулей упругости КМ со структурами $[0^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$ находится в пределах $10 \dots 20$ [27], что позволяет практически пренебрегать работой на изгиб стенки и обшивки крыла. С учетом сказанного выше процесс предварительного проектирования элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла возможно осуществлять в два этапа: на первом этапе определяются площади полок лонжеронов, на втором – толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов.

При проектировании поперечного сечения крыла используется ряд допущений. Предполагается, что крыло описывается расчетной схемой тонкостенного стержня, основой которой является одноплоскостной закон распределения нормальных деформаций по сечению. Такой подход вполне оправдан для крыльев среднего и большого удлинения, в которых отсутствуют значительные неоднородности силового поля, например, вырез под нишу шасси. Кроме того, большинство КМ имеют линейную диаграмму деформирования вплоть до разрушения, а поперечные сечения крыла подкреплены нервюрами.

Число определяемых параметров задачи равно $2n$ (рис. 4.1), а число уравнений в определяющей системе равно 5: три уравнения равновесия и два условия прочности, записанные в виде равенств для наиболее удаленных от плоскости крыла верхней и нижней полок лонжеронов

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0 ;$$

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} y_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} y_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = M_x ; \quad (4.1)$$

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} x_i (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} x_i (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0 ;$$

$$ax_r + by_{Br} + c = \varepsilon_{B \max} ; \quad ax_s + by_{Hs} + c = \varepsilon_{H \max} , \quad (4.2)$$

где E_{Bi} , E_{Hi} – упругие константы материалов верхних и нижних полок лонжеронов; $\varepsilon_{B \max}$, $\varepsilon_{H \max}$ – максимальные деформации полок, которые оп-

ределяются по методике, описанной в работе [27], при действии нескольких расчетных случаев и при различных материалах полок лонжеронов; y_{Br} , y_{Hs} – координаты наиболее удаленных от оси сечения полок лонжеронов (рис. 4.1).

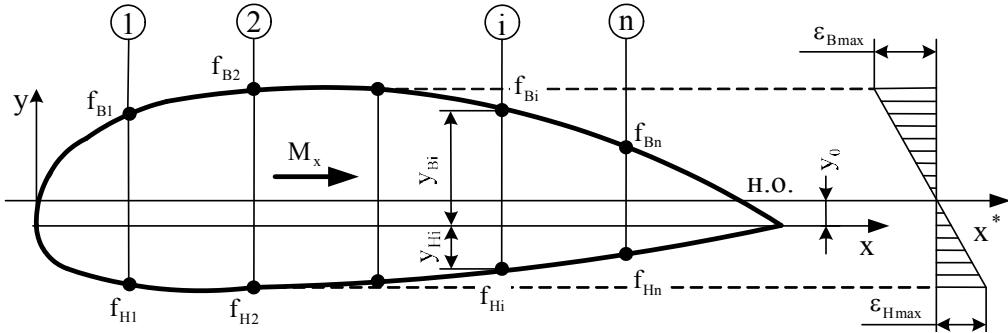


Рис. 4.1. К задаче определения площадей полок лонжеронов

Таким образом, задача проектирования полок лонжеронов имеет множество решений, поэтому необходимо накладывать на искомые параметры дополнительные связи. Наиболее часто используется допущение о распределении изгибающего момента по лонжеронам согласно правилу

$$\frac{M_i}{M_{i+1}} = \frac{H_i^k}{H_{i+1}^k} = \frac{(y_{Bi} - y_{Hi})^k}{(y_{B,i+1} - y_{H,i+1})^k}, \quad (4.3)$$

либо задается определенное распределение площадей полок лонжеронов по сечению крыла.

В работе [28] приведен краткий обзор существующих методик проектирования силовых элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла и различных вариантов распределения материала по полкам лонжеронов. Отмечается, что предложенный в [27] способ проектирования сечения крыла при нескольких несовместных расчетных случаях не требует поверочного расчета на прочность, который необходим при использовании традиционного метода редуционных коэффициентов.

Рассмотренное в работе [27] распределение площадей полок лонжеронов пропорционально их координатам в центральных осях

$$f_{Bi} = f_{B1} \frac{(y_{Bi} - y_0)^k}{(y_{B1} - y_0)^k}; \quad f_{Hi} = f_{H1} \frac{(y_{Hi} - y_0)^k}{(y_{H1} - y_0)^k}, \quad (4.4)$$

приводит к снижению массы поперечного сечения по сравнению с параметрами, полученными по зависимости (4.3). Однако при проектировании не учитывался угол поворота главных центральных осей α , который влияет на напряженное состояние элементов конструкции крыла.

Предложенная в [28] методика проектирования параметров поперечного сечения позволяет управлять распределением массы и охватить все возможные варианты распределения площадей полок по лонжеронам крыла. В качестве зависимостей, которые бы обеспечивали рациональное распределение материала по полкам лонжеронов, предложено использовать синусоидальный закон

$$f_{Bi} = A_B \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k; \quad f_{Hi} = A_H \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m. \quad (4.5)$$

В качестве примера рассмотрено проектирование сечения трехлонжеронного крыла из КМ.

В табл. 4.1 приведены результаты расчетов для профиля, рассматриваемого в работах [27, 28], с использованием распределений по формулам (4.3) – (4.5).

Таблица 4.1

Результаты вычислений

Распределение	Варьируемые параметры	Номер полки						Суммарная площадь лонжеронов, мм ²	Суммарная площадь обшивки, мм ²	Суммарная площадь сечения, мм ²	α , Град.
		B1	B2	B3	H1	H2	H3				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
(4.3)	k = 0,5	1240	602	2288	550	555	840	6076	9549	15625	0,0
	k = 1	1248	665	1964	554	613	721	5765	9372	15138	0,0
	k = 2	1229	787	1407	545	726	516	5211	9178	14389	0,0
	k = 3	1170	902	974	519	832	358	4755	9198	13953	0,0
	k = 4	1084	1005	656	481	927	241	4394	8887	13281	0,0
(4.4)	k = 0,5	822	1126	655	588	559	519	4265	9253	13517	-0,1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	k = 1	662	1242	420	601	543	462	3931	9172	13102	0,1
	k = 2	398	1408	161	635	518	374	3488	9059	12548	1,0
(4.5)	k=0,1; m=0,1 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	988	983	983	597	586	529	4665	9098	13763	0,0
	k=10; m=1 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	1363	836	826	736	609	219	4588	8673	13261	0,7
	k=141; m=30 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	3614	4	3	1618	5	0	5244	7226	12471	0,0
	k=1; m=1 $y_B^* = y_{B2}$; $y_H^* = y_{H2}$	948	1028	870	533	741	348	4467	8985	13452	0,3
	k=90; m=24 $y_B^* = y_{B2}$; $y_H^* = y_{H2}$	1	1619	0	1	1428	0	3048	9339	12388	0,0

Результаты расчетов показывают, что предложенная методика в сравнении с распределениями (4.3), (4.4), позволяет снизить массу поперечного сечения на 2 ... 7%. Во-вторых, варьируя параметрами y_B^* , y_H^* , k , m , можно получить практически любое распределение материала по полкам лонжеронов, что в связи с конструктивными ограничениями является существенным. В-третьих, существует возможность при определенных параметрах y_B^* , y_H^* , k , m получить решение, которое достаточно близко к оптимальному [29], удовлетворяющему условию минимума массы сечения.

5. Проектирование дискретно-опертых панелей из КМ

Теоретические методы исследования напряжений и деформаций панелей и пластин, которые широко применяются в настоящее время, в основ-

ном справедливы для однородных схем опирания по контуру (свободное, шарнирное, жесткое) и для постоянных значений толщины и ФМХ материала по поверхности. Вместе с тем на современных самолетах имеется большое количество агрегатов, относящихся к классу панелей, но с дискретным опиранием (двери, створки грузовых люков, тормозные щитки, элероны, закрылки и другие элементы управления и механизации), для проектирования которых нет адекватных моделей. Необходимость разработки методов синтеза КСС дискретно-опертых агрегатов особо актуальна для композиционных конструкций, так как КМ позволяет управлять полями напряжений и деформаций и тем самым оптимизировать искомые параметры.

Для решения такого рода задач предложено формировать КСС на основе каркасных (скелетных) и ординарных балок (рис. 5.1), полки которых образованы из однонаправленных КМ, а стенкой является заполнитель (сотовый, трубчатый и т.п.).

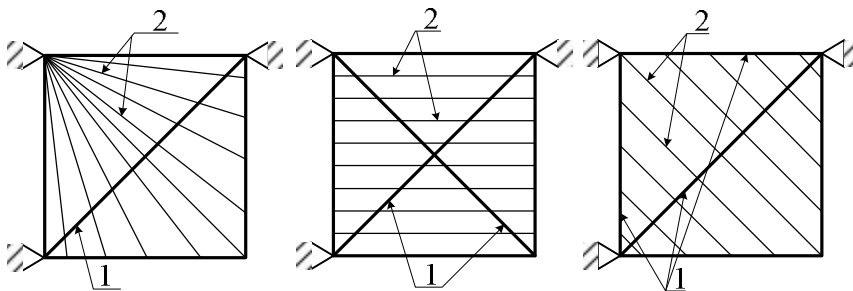


Рис. 5.1. Возможные варианты КСС пластин:
1 – каркасная балка; 2 – ординарная балка

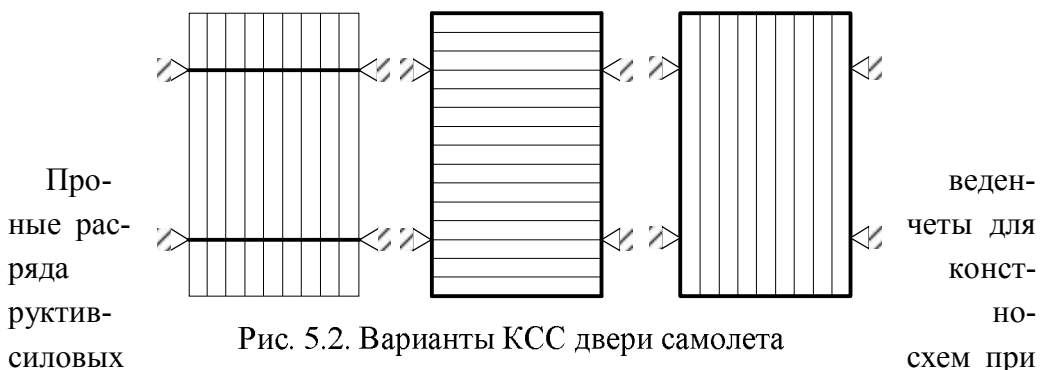


Рис. 5.2. Варианты КСС двери самолета

равномерной поперечной нагрузке для прямоугольной панели (см. рис. 5.1) показали, что их масса существенно разная, т.е. за счет выбора рациональной топологии балок можно достичь снижения массы. Аналогичные расчеты для двери самолета (рис. 5.2) подтвердили, во-первых, важность оптимизации слоистых каркасных балок и, во-вторых, возможность автоматизации этапа синтеза КСС.

Трактуя направления ординарных балочек как углы армирования КМ поверхности агрегата, таким образом можно решить задачу армирования обшивок дискретно-опертых агрегатов, решение которой в настоящее время невозможно в рамках классической теории пластин и плит.

6. Технологические аспекты обеспечения качества изделий из КМ

Технология создания изделий из традиционных материалов обусловила организационное и гносеологическое разделение процессов создания полуфабриката-материала и конструкции. Изготовление деталей и даже сложных композитных конструкций происходит из исходных компонентов в большинстве случаев за одну технологическую операцию, т.е. свойства материала и конструкции формируются синхронно. Из одних и тех же компонентов КМ могут быть получены не только разные конструктивные решения, но и свойства в различных районах одной и той же конструкции и даже детали. При изготовлении композитных конструкций и деталей протекают сложные физико-химические и теплофизические процессы, связанные с образованием структуры и агрегатными превращениями матрицы, взаимодействием ее с армирующим наполнителем. Этим процессам сопутствуют механические явления и образование дефектов, прямо влияющие на свойства и несущую способность материала и конструкции в целом, поэтому вопрос разработки математических моделей, с достаточной достоверностью описывающих названные процессы, является актуальным. Располагая такими моделями, можно прогнозировать условия формирования типовых дефектов, установить критические значения основных технологических параметров и обосновать рекомендации по управлению этими параметрами.

Одной из задач формирования структуры заданного качества является моделирование технологического процесса формования. ФМХ изделия из КМ зависят от строения отвержденных полимерных связующих. Так как график "температура – время" строится по различным законам, то и изделия могут иметь различные потребительские свойства, которые зависят от трех комплексных параметров:

- величины остаточного напряженного состояния, которое включает в себя влияние усадки и температурные деформации компонентов КМ;
- количества воздушных включений, зависящего от давления, содержания и скорости выхода летучих продуктов реакции отверждения и растворителя;
- степени отверждения.

Усадочные деформации формируются на этапе гелеобразования и зависят от скорости подъема температуры во времени. В работе [30] видно, что чем больше скорость подъема температуры, тем величина усадки меньше. Ограничением скорости подъема температуры является равномерный прогрев изделия по толщине. Из [31] следует, что перепад температуры по толщине изделия прямо пропорционален скорости подъема температуры и квадрату толщины изделия, поэтому при увеличении этих параметров будет расти перепад температуры, который в дальнейшем приведет к росту остаточных напряжений и деформаций в изделии из полимерных КМ. По допустимым значениям остаточных напряжений в конструкции можно определить допустимый перепад температуры по толщине изделия, а затем скорость подъема температуры:

$$v_T = \frac{\partial T}{\partial z} \frac{\lambda}{c\rho\delta^2}, \quad (6.1)$$

где c – удельная теплоемкость КМ; λ – коэффициент теплопроводности КМ; $\partial T / \partial z$ – градиент температуры по толщине изделия.

Воздушные включения являются результатом наличия в связующем растворителя и продуктов поликонденсации. Растворитель легко улетучивается при повышенных температурах, поэтому при разогреве формуемого из препрегов изделия, скорость подъема температуры должна быть максимальна. Это дает возможность уменьшить время разогрева и быстро удалить остатки растворителя.

Если изделие формируется "мокрым" способом, то количество растворителя составляет до 50% связующего и время выхода летучих продуктов растворителя при тех же температурах разогрева необходимо увеличить, а скорость подъема температуры – уменьшить.

Летучие продукты поликонденсации начинают образовываться после точки гелеобразования. Скорость их образования однозначно свидетельствует об интенсивности протекания реакции, которая сопровождается изменением вязкостных свойств изделия. При этом может возникнуть такая ситуация, когда давление летучих продуктов, растворенных в отверждающемся полимере, будет больше внешнего давления. Тогда в формируемом материале образуются поры, которые приведут к ухудшению его физико-механических свойств. Количество пор зависит от внешнего давления, определяемого усилиями формования, поверхностных сил натяжения и вязкостью связующего. Уменьшения пористости можно добиться изменением температурного режима таким образом, чтобы максимальное количество летучих продуктов реакции выделялось при наименьшей вязкости отверждающегося связующего. При этом давление формования должно включать в себя только вакуумное, которое способствует увеличению скорости выхода летучих продуктов.

Степень отверждения в зависимости от температуры и времени выдержки может быть исследована электрофизическим методом, который наиболее достоверно описывает динамику отверждения, что подтверждается уравнением Аррениуса [32], по которому можно рассчитать время и температуру процесса с получением максимальной степени отверждения при минимальных затратах.

Реализация излагаемого выше подхода приводит к оптимизации технологического цикла отверждения для получения регламентированного качества продукции.

При производстве панелей крыла самолета и элементов силового набора крыла из слоистых КМ большое значение имеет определение НДС изделий вследствие температурных напряжений, деформаций и кромочных эффектов.

В связи с этим можно выделить несколько основных задач для исследования:

1. Прогнозирование формы изделия после его полимеризации, охлаждения до комнатной температуры и извлечения из оснастки.
2. Определение НДС изделия после его установки в конструкцию (сборки).
3. Подбор определенной структуры пакета КМ с целью снижения остаточных напряжений до минимального значения и наличия регламентированных значений деформаций.

Номенклатура указанных выше изделий достаточно широка: двутавровое, тавровое, швеллерное, уголковое, Z-образное, трапецевидное сечения, а также специфические виды сечений – уголковое с центральной и эксцентричной бульбами.

Стенки и полки этих профилей в общем случае представляют собой пакеты различных КМ произвольной структуры. Поэтому на примере уголкового профиля (рис. 6.1) рассмотрим возникающие в изделии температурные напряжения.

Допустим, что горизонтальная полка уголка представляет собой пакет КМ со слоями $\pm\varphi^\circ$ и 0° . Одним из методов получения указанных выше изделий является автоклавное формование.

При повышении температуры изделия в слоях возникают температурные напряжения, связанные с различными коэффициентами линейного температурного расширения (КЛТР) и коэффициентами Пуассона пакетов. В первом приближении рассмотрим случай равномерного распределения напряжений в поперечном сечении пакета (влияние изгиба по толщине пакета не учитывается). Тогда задача упрощается до двумерной. В такой постановке рассмотрим локальную задачу о необходимости учета напряжений в поперечном направлении полки.

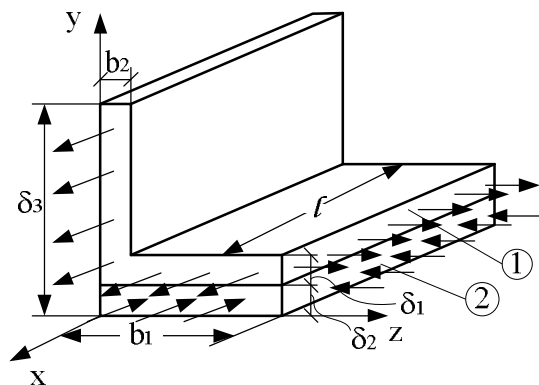


Рис. 6.1. К задаче определения температурных напряжений изделий из КМ

Для двумерной задачи закон Гука приобретает вид [33]:

$$\begin{aligned}\sigma_{x1} &= \left[\varepsilon_x + \mu_{yx1} \cdot \varepsilon_y - \Delta T (\alpha_{x1} + \mu_{yx1} \cdot \alpha_{y1}) \right] \cdot \bar{E}_{x1}; \\ \sigma_{x2} &= \left[\varepsilon_x + \mu_{yx2} \cdot \varepsilon_y - \Delta T (\alpha_{x2} + \mu_{yx2} \cdot \alpha_{y2}) \right] \cdot \bar{E}_{x2}; \\ \sigma_{y1} &= \left[\varepsilon_y + \mu_{xy1} \cdot \varepsilon_x - \Delta T (\alpha_{y1} + \mu_{xy1} \cdot \alpha_{x1}) \right] \cdot \bar{E}_{y1}; \\ \sigma_{y2} &= \left[\varepsilon_y + \mu_{xy2} \cdot \varepsilon_x - \Delta T (\alpha_{y2} + \mu_{xy2} \cdot \alpha_{x2}) \right] \cdot \bar{E}_{y2}; \\ \bar{E}_{ik} &= \frac{E_{ik}}{1 - \mu_{xyk} \cdot \mu_{yxk}}, \quad i = \{x, y\}; k = \{1, 2\},\end{aligned}\tag{6.2}$$

где σ_{xi} , σ_{yi} , ε_x , ε_y , μ_{xyi} , μ_{yxi} , α_{xyi} , α_{yxi} , E_{xi} , E_{yi} ($i = 1, 2$) – нормальные напряжения, продольные деформации, коэффициенты Пуассона, КЛТР и модули упругости пакетов в направлении осей x и y соответственно; ΔT – перепад температур.

Условия равновесия пластины при отсутствии изгиба:

$$\begin{cases} \sigma_{x1} \cdot f_{x1} + \sigma_{x2} \cdot f_{x2} = 0; \\ \sigma_{y1} \cdot f_{y1} + \sigma_{y2} \cdot f_{y2} = 0, \end{cases}\tag{6.3}$$

где f_{x1} , f_{x2} , f_{y1} , f_{y2} – площади поперечного сечения соединяемых деталей, определяемые согласно рисунку по формулам:

$$\begin{aligned}f_{x1} &= b_1 \cdot \delta_1 + (\delta_3 - \delta_2 - \delta_1) \cdot b_2; & f_{x2} &= b_1 \cdot \delta_2; \\ f_{y1} &= \delta_1 \cdot \ell; & f_{y2} &= \delta_2 \cdot \ell.\end{aligned}\tag{6.4}$$

При совместном решении зависимостей (6.2) и (6.3) можно определить напряжения в слоях в продольном и поперечном направлениях:

$$\sigma_{x2} = \frac{A_6 \cdot A_1 + A_3 \cdot A_5}{A_2 \cdot A_5 - A_4 \cdot A_1}; \quad \sigma_{y2} = \frac{A_2 \cdot A_6 + A_3 \cdot A_4}{A_2 \cdot A_5 - A_4 \cdot A_1},\tag{6.5}$$

где

$$\begin{aligned}A_1 &= \left(\frac{t_x}{\bar{E}_{x1} \cdot \mu_{yx1}} + \frac{1}{\bar{E}_{x2} \cdot \mu_{yx2}} \right) \cdot \frac{\mu_{yx1} \cdot \mu_{yx2}}{\mu_{yx2} - \mu_{yx1}}; \quad A_2 = \left(\frac{t_y}{\bar{E}_{y1}} + \frac{1}{\bar{E}_{y2}} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{xy1} - \mu_{xy2}}; \\ A_3 &= \Delta T \cdot \left[\left(\frac{\alpha_{x2}}{\mu_{yx2}} - \frac{\alpha_{x1}}{\mu_{yx1}} + \alpha_{y2} - \alpha_{y1} \right) \cdot \frac{\mu_{yx2} \cdot \mu_{yx1}}{\mu_{yx2} - \mu_{yx1}} - \right. \\ &\quad \left. - (\alpha_{y2} - \alpha_{y1} + \mu_{xy2} \cdot \alpha_{x2} - \mu_{xy1} \cdot \alpha_{x2}) \cdot \frac{1}{\mu_{xy1} - \mu_{xy2}} \right];\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 A_4 &= \left(\frac{t_y}{\bar{E}_{y1} \cdot \mu_{xy1}} + \frac{1}{\bar{E}_{y2} \cdot \mu_{xy2}} \right) \cdot \frac{\mu_{xy2} \cdot \mu_{xy1}}{\mu_{xy2} - \mu_{xy1}}; \\
 A_5 &= \left(\frac{t_x}{\bar{E}_{x1}} + \frac{1}{\bar{E}_{x2}} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{yx1} - \mu_{yx2}}; \\
 A_6 &= \Delta T \cdot \left[\left(\frac{\alpha_{y2}}{\mu_{xy2}} - \frac{\alpha_{y1}}{\mu_{xy1}} + \alpha_{x2} - \alpha_{x1} \right) \cdot \frac{\mu_{xy2} \cdot \mu_{xy1}}{\mu_{xy2} - \mu_{xy1}} - \right. \\
 &\quad \left. - \left(\alpha_{x2} - \alpha_{x1} + \mu_{yx2} \cdot \alpha_{y2} - \mu_{yx1} \cdot \alpha_{y1} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{yx1} - \mu_{yx2}} \right]; \\
 t_x &= \frac{f_{x2}}{f_{x1}}; \quad t_y = \frac{f_{y2}}{f_{y1}}.
 \end{aligned} \tag{6.6}$$

Проведенные параметрические исследования [34] показали, что абсолютные значения температурных напряжений могут достигать больших значений (до 50 – 70 МПа) при различных материалах полков, температурных интервалах, углах укладки пакетов, т.е. изменяя углы укладки пакетов, их толщины, материал, можно добиваться то ли максимальной прочности пакета при минимальной массе, то ли минимального коробления профилей, то ли еще каких либо целей.

Рассмотрим эту же задачу с другой стороны. Действующие вдоль и поперек горизонтальной полки напряжения создают изгибающие моменты, величины которых можно определить так (рис. 6.2):

$$M_i = d_i (P_{i1} + P_{i2}), \quad i = x, y, \tag{6.7}$$

где d_i – расстояние между центрами тяжести уголкового составляющей профиля и прямоугольной накладки; P_{i1} , P_{i2} – равнодействующие температурных усилий в каждом из пакетов.

После извлечения профиля из оснастки упомянутые выше моменты изгибают определенным образом профиль, что зачастую приводит к тому, что изделие не соответствует конструкторскому чертежу.

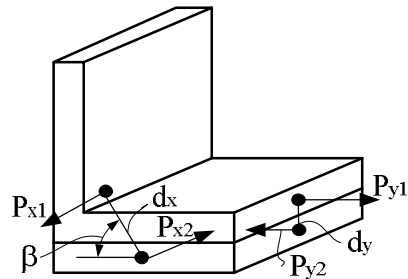


Рис. 6.2. Схема возникновения изгибающих моментов

По значению коэффициентов линейного расширения пакетов можно определить направление изгиба профиля суммарным моментом. Так при направлении изгиба, указанном на рис. 6.2, полки уголка будут сходиться. Путем введения в уравнение (6.2) составляющей, учитывающей изгиб пластин, можно оценить радиусы кривизны пластин в направлениях x и y и величины линейных деформаций полок профиля.

Таким образом, предложена методика оценки температурных напряжений для плоского напряженного состояния уголковых профилей. По результатам параметрических исследований сделан вывод о необходимости учета влияния краевых эффектов (в виде коэффициентов Пуассона) при назначении угла армирования профиля.

Заключение

1. Приведены результаты научных исследований в следующих областях: разработка КТР соединений деталей из КМ, оптимизация структуры КМ панелей обшивки, оценка пределов применимости различных способов удовлетворения критериев прочности, проектирование поперечного сечения многолонжеронного крыла, выбор рациональных конструктивных схем дискретно-опертых агрегатов, технологическая механика панелей из КМ.

2. Сформулированы практические рекомендации по повышению качества авиаконструкций из КМ.

3. Намечены дальнейшие направления и перспективы решения фундаментальных задач конструирования и проектирования изделий из композиционных материалов.

Литература

1. Фюзеляж самолета АН-2М из стеклопластиков / Пильник А.Ф., Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. и др. // Самолетостроение и техника воздушного флота: Сб. научн. тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1971. – Вып. 26. – С. 63 – 66.

2. Карпов Я.С., Корженевский А.В., Несвит В.Ф. и др. Проектирование и исследование соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Труды восьмых чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера.

Секция «Теория и конструкция летательных аппаратов». – М.: ИИЕиТ АН СССР. – 1985. – С. 45 – 51.

3. Карпов Я.С. Принципы конструирования соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1987. – С. 12 – 20.

4. Карпов Я.С., Копычко Н.П., Страшко Н.П. Конструктивно-технологические решения узлов стыковки лонжеронов, полученных намоткой-выкладкой // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тезисы докладов X Всесоюзной конференции. – Обнинск – М.: ВИМИ. – 1988. – С. 9.

5. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Несвит В.Ф. Проектирование соединений деталей из композиционных материалов с элементами продольной связи // Вопросы проектирования и производства тонкостенных силовых конструкций: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1984. – С. 9 – 12.

6. Карпов Я.С. Научные основы решения проблемы соединения высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Технологические системы. – 2000. – № 1 (3). – С. 36 – 40.

7. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Кутыинов В.Ф. и др. Распределение температурных напряжений в деталях из композиционных материалов // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тез. докл. IX Всесоюзной конференции. – Обнинск, 1984. – С. 11.

8. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Учет особенностей структуры композиционных материалов в соединениях деталей // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1985. – С. 48 – 53.

9. Volkersen O. Die Nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietverbindungen mit Konstanten Laschenquerschnitten // Luftfahrt-forschung, 1938. Band 15, 20 Januar, Lfg. 112.

10. Volkersen O. Recherches sur la theorie des assemblages colles // Constructions metalliquess. – 1965. – № 4. – P. 12 – 18.

11. Карпов Я.С., Локтионов В.Д. Исследование физико-механических свойств волокнистого композиционного материала в окрестности крепежного элемента // Проектирование элементов конструкции летательных аппаратов: Сб. научн. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1988. – С. 23 – 29.

12. Карпов Я.С., Локтионов В.Д. Деформативные свойства соединения деталей из композиционных материалов с крепежными элементами // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических мате-

риалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тезисы докладов XII Всесоюзной конференции. – Обнинск, 1990.

13. Страшко Н.П. Проектирование и расчет на прочность соединительного фитинга // Вопросы проектирования и технологии производства конструктивных элементов летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1986. – С. 23 – 26.

14. Страшко Н.П. Проектирование и испытание соединений деталей из композиционных материалов с непрерывными волокнами // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1983. – Вып. 4. – С. 12 – 15.

15. Карпов Я.С., Макаренко В.А., Марченко В.Г. Исследование анизотропии прочности композиционных материалов на смятие крепежными элементами // Расчет и проектирование конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1989. – С. 82 – 91.

16. Локтионов В.Д. Расчетно-экспериментальное определение коэффициента податливости крепежных микроэлементов в соединениях из композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов // Студенческая НТК по проблемам экономии энергетических, материальных и трудовых ресурсов: Тез. докл. – Новосибирск, 1990. – С. 38.

17. Карпов Я.С. Решение фундаментальной задачи проектирования структуры композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 2001. – Вып. 27 (4). – С. 18 – 25.

18. Карпов Я.С. Теория оптимизации структуры пакета слоев композиционного материала // Технологические системы. – 2002. – № 4 (15). – С. 42 – 46.

19. Карпов Я.С., Гагауз П.М., Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование структуры композиционного материала панелей обшивки крыла летательного аппарата // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 16. – С. 40 – 44.

20. Карпов Я.С. Оптимизация структуры композиционного материала панелей летательных аппаратов при ограничениях по прочности, устойчивости, прогибу // Проблемы прочности: Международ. научн.-техн. журнал. – 2004. – № 6 (372). – С. 33 – 47.

21. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.

22. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. – М.: Физматгиз, 1967. – 320 с.

23. Гольденблат И.И., Копнов В.А. Критерии прочности и пластичности конструкционных материалов. – М.: Машиностроение, 1971. – 312 с.

24. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов: Учебн. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 122 с.
25. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.
26. Карпов Я.С., Ставиченко В.Г. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 2 (10). – С. 5 – 10.
27. Карпов Я.С. Методика проектирования лонжеронного крыла из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1998. – Вып. 6. – С. 195 – 204.
28. Гагауз Ф.М. Проектирование многолонжеронного крыла из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 2 (18). – С. 28 – 32.
29. Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование сечения лонжеронного крыла из композиционных материалов // *Міжнародна науково-технічна конференція «Молода наука Харківщини»*. – Х.: Харьк. нац. ун-т, 2004.
30. Сидоренкова М.А. Построение оптимизированного режима отверждения при формировании изделий из полимерных композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов* – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1997. – С. 28 – 32.
31. М.А.Шевцова, А.А. Вамболь. Определение скорости разогрева при формировании изделий из полимерных композиционных материалов// *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 35 (4). – С. 104 – 107.
32. Вамболь А.А. О возможностях проектирования процесса отверждения при производстве изделий из композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 26(3). – С. 137 – 139.
33. Композиционные материалы: Справочник. / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
34. Тараненко И.М. Оценка температурных напряжений в профилях из композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 2000. – Вып. 20. – С. 70 – 74.

Поступила в редакцию 5.04.2005

УДК 629.7.02

Я.С. Карпов*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***РЕЗУЛЬТАТЫ РЕШЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ
ЗАДАЧ КОНСТРУИРОВАНИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Приведены результаты научных исследований в области разработки конструктивно-технологических решений соединений деталей из композиционных материалов (КМ), оптимизации структуры КМ панелей обшивки, оценки пределов применимости различных способов удовлетворения критериев прочности, проектирования поперечного сечения многолонжеронного крыла, выбора рациональных конструктивных схем дискретно-опертых агрегатов, технологической механики панелей из КМ. На основе научного анализа полученных теоретических и экспериментальных результатов сформулированы практические рекомендации по повышению качества авиаконструкций из КМ.

композиционные материалы, авиаконструкции, критерии прочности**Введение**

По инициативе и при поддержке О.К. Антонова в 60-х годах прошлого столетия в ХАИ впервые в Украине начались систематические исследования по внедрению композиционных материалов в конструкциях самолетов, о чем свидетельствует изготовление и испытание на прочность первых в СССР фюзеляжа самолета АН-2М и его закрылков из стеклопластиков [1]. В последующие годы это направление стало доминирующим в комплексе научно-исследовательских работ почти всех конструкторских бюро авиакосмической отрасли, а также многих ВУЗов и научных учреждений. По мере расширения областей использования КМ и углубления исследований появлялись и выкристаллизовывались новые научные и технические проблемы, которые не были свойственны металлическим конструкциям. Значительный вклад в решение многих из них, особенно после организации отраслевой научно-исследовательской лаборатории компози-

ционных материалов внесли преподаватели, сотрудники и студенты ХАИ в рамках хоздоговоров с АНТК «Антонов», ЦАГИ, Обнинским НПО «Технология» и др. Не вдаваясь в подробный анализ предпосылок и течения научных работ, остановимся на некоторых наиболее существенных результатах.

1. Соединения деталей и агрегатов из КМ

На основе тщательного анализа специфических свойств КМ и технологических процессов их переработки в изделия, а также условий передачи и восприятия нагрузок элементами соединений были сформулированы принципы конструирования металлокомпозитных гетерогенных структур (МКГС) для соединительных законцовок деталей и агрегатов [2 – 6]. Принципиальное отличие синтезированных новых конструктивно-технологических решений (КТР) от традиционных способов соединений состоит в применении крепежных микроэлементов (с размерами, близкими к диаметру арматуры КМ), заформовываемых в КМ при изготовлении деталей. Это позволило реализовать эффективный переход от полимерного КМ к металлическим фитингам, для соединения которых накоплен достаточный опыт (рис. 1.1).

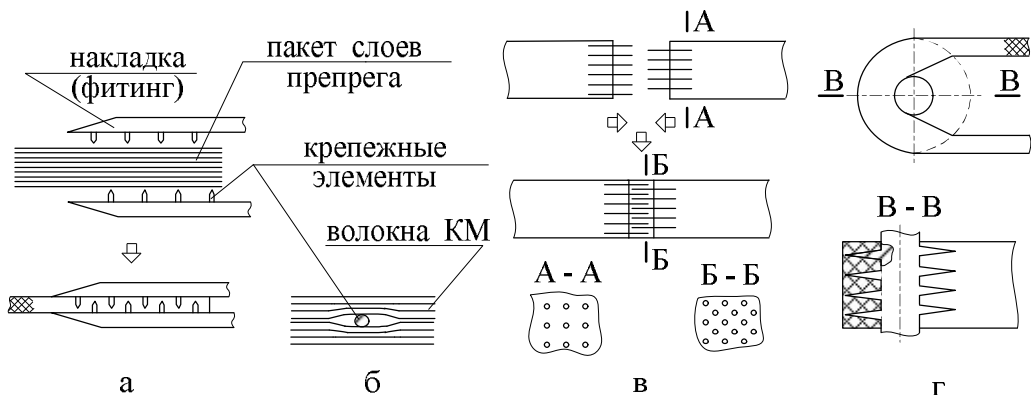


Рис. 1.1. Варианты новых КТР:

а – МКГС с элементами поперечной связи; б – деформация волокон КМ в окрестности крепежного элемента; в – МКГС с элементами продольной связи; г – модифицированное полупетлевое соединение

Для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) соединений с крепежными микроэлементами продольной и поперечной связи разработан метод физической дискретизации [7, 8], заключающийся в разбиении тела на продольные стержни, воспринимающие осевые усилия, и дискретные связи между ними, обеспечивающие совместную работу стержней (для соединений, нагруженных касательными усилиями, тело разбивается на плоские пластины и сдвиговые связи).

Из уравнений совместности деформаций и равновесия элементов дискретной модели получена разрешающая система линейных алгебраических уравнений для определения усилий в деталях и комбинированном соединительном слое, формируемом на основе гипотезы Фолькерсена [7 – 10]. Сравнение результатов, полученных по разработанной методике, с более точными расчетными схемами показало, что величины максимальных напряжений в клеевом слое отличаются на 10 ... 20%. Это позволило построить на базе метода физической дискретизации работоспособные алгоритмы расчета на прочность и проектирования соединений с переменными геометрическими и жесткостными параметрами деталей и комбинированного соединительного слоя, в том числе с дефектами типа непрочности и разрыва волокон КМ.

Внедрение крепежных элементов в препрег (см. рис. 1.1, б) приводит к деформации армирующего материала и, следовательно, к изменению физико-механические характеристики (ФМХ) КМ в окрестности включения. В связи с этим предложена модель взаимодействия штифтов с волокнистым КМ, на основании которой выведены формулы для определения местных значений угла армирования и объемного содержания волокон, изменившихся упругих констант и пределов прочности произвольно ориентированного монослоя КМ, а также осредненных свойств представительного объема КМ, например, между рядами крепежных элементов. Параметрические исследования зависимости деформативных свойств КМ от расположения штифтов и их размеров свидетельствуют о том, что этот фактор следует учитывать, так как, например, модуль упругости может уменьшаться на 10 ... 60%, а это приводит к существенному перераспределению напряжений по длине соединения [11, 12]. Для соединений с элементами продольной связи (рис. 1.1, в) предложена методика определения

их рациональных параметров, по которой были спроектированы образцы из однонаправленного углепластика с площадью поперечного сечения 34 и 400 мм². На рис. 1.2 сплошной линией показана прогнозируемая прочность соединения, а точками – экспериментальные данные [6].

Несущая способность соединений с элементами поперечной связи (см. рис. 1.1, а) и продольной связи (см. рис. 1.1, в) в условиях сложного нагружения была исследована на модели панели крыла, из которой под различными углами вырезались образцы (рис. 1.3). В овалах показаны коэффициенты работоспособности соединения с продольными крепежными микроэлементами из стальной проволоки диаметром 0,25 мм, а в прямоугольниках – соединения с пирамидальными фрезерованными штифтами с основанием 1,5 × 1,5 мм и высотой 3 мм. В скобках приведены коэффициенты вариации прочности соединения. При продольной намотке модифицированного полупетлевого фитинга (рис. 1.1, г)

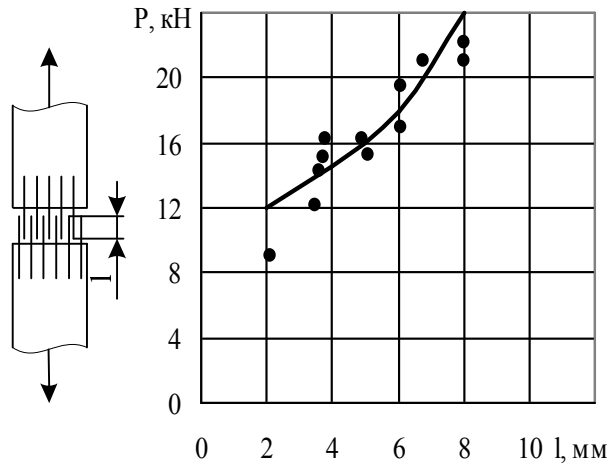


Рис. 1.2. Прочность соединений

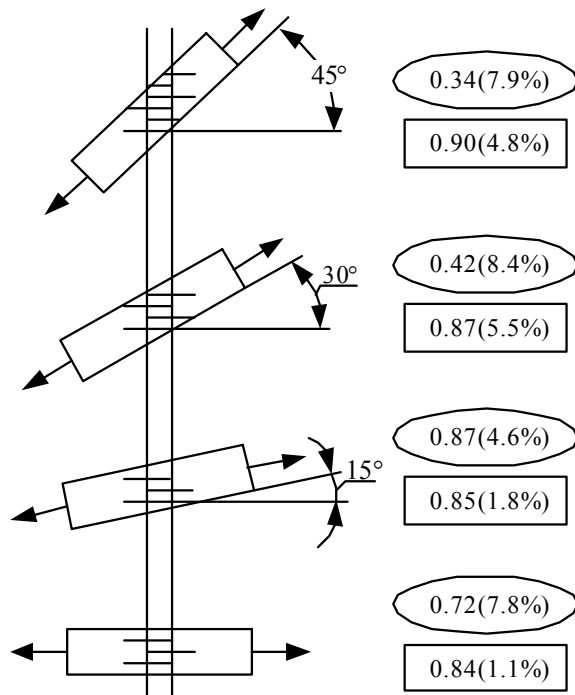


Рис. 1.3. К определению несущей способности

на сердечник, снабженный ребрами или штифтами, последовательно и с некоторым усилием натяжения укладываются слои ленты или жгута. Это приводит к ослаблению усилия натяжения предыдущих слоев и появлению напряжений надавливания. В связи с этим разработана модель, позволяющая описать методику управления параметрами технологического процесса с целью снижения остаточных напряжений. Эффективным способом регулирования уровня внутренних напряжений является ступенчатое изменение межцентрового расстояния при формировании заготовки [13, 14]. Разработаны устройства и методы экспериментального определения трансверсального модуля упругости препрега, а также скорости релаксации усилий и деформаций пакета для различных параметров технологического процесса. Испытания образцов модифицированного полупетлевого фитинга (см. рис. 1.1, г) на растяжение и сжатие подтвердили эффективность этого КТР (коэффициенты работоспособности – 0,8 ... 0,92) [2].

Ввиду специфических особенностей формирования соединения с трансверсальными крепежными микроэлементами (рис. 1.1, а), а также из-за отсутствия нормативных документов разработаны методики, способы и устройства для экспериментального определения следующих параметров:

- коэффициентов податливости элементов соединительного слоя (клея, штифтов, их комбинаций);
- прочности КМ на смятие цилиндрическими и пирамидальными крепежными элементами в зависимости от структуры КМ и способов установки штифтов (вформовка, запрессовка в просверленные отверстия);
- степени снижения прочности КМ в зоне установки крепежных элементов путем внедрения в препрег (без разрушения волокон) и установки в просверленные отверстия (с удалением части волокон).

Изучение зависимости прочности КМ на смятие цилиндрическими стальными штифтами от структуры КМ и направления действия силы проводилось на 12, 18 и 24-слойных дисках-пластинах из КМУ-4э с варьировемым количеством слоев с армированием 0° и $\pm 45^\circ$. По результатам испытаний построены диаграммы анизотропии прочности на смятие для 12 типов структуры КМ, диаметров штифтов 0,8; 1,0; 1,6; 2,0 и 3,0 мм и

для двух способов установки – внедрение в пакет слоев препрега и запрессовка в просверленные отверстия после формования пластин [6].

Анализ экспериментальных данных позволил сформулировать следующие выводы [15]:

- между прочностью на смятие и прочностью на растяжение (сжатие) не существует взаимосвязи по типу имеющейся для металлов;
- степень анизотропии прочности на смятие тем больше, чем ближе КМ к однонаправленному. Среднее значение $\sigma_{см}$ по всем направлениям имеет коэффициент вариации не более 20%, что позволяет не учитывать анизотропию $\sigma_{см}$ на этапе проектирования соединений;
- влияние последовательности укладки слоев незначительно;
- прочность на смятие углепластика со структурой $[0,90^\circ]$ меньше, чем у стеклопластика и органопластика на основе тканей (соответственно 511, 759 и 744 МПа для диаметра штифтов 2,0 мм);
- с увеличением диаметра крепежных элементов прочность на смятие снижается, причем до диаметра 2,0 мм внедрение штифтов в препрег обеспечивает более высокие значения, а при больших диаметрах эффективнее запрессовка в отверстия.

Аналогичные исследования для пирамидальных крепежных элементов с квадратным и ромбовидным основанием, заформовываемых в КМ, показали, что несущая способность на смятие на 20 ... 30% меньше, чем у цилиндрических штифтов.

Для оценки степени снижения прочности КМ в зоне установки штифтов проведены испытания стандартных полосок длиной 200 и шириной 20 мм с внедренными и запрессованными цилиндрическими и пирамидальными элементами. Анализ результатов позволил констатировать следующее (табл. 1.1) [6]:

- при диаметрах до 1,0 мм практически не наблюдается снижение предела прочности углепластика любой структуры при внедрении штифтов;
- при расстоянии между рядами более трех характерных размеров крепежного элемента отсутствует их взаимное влияние;
- пирамидальные крепежные элементы приводят к большему снижению прочности, чем цилиндрические.

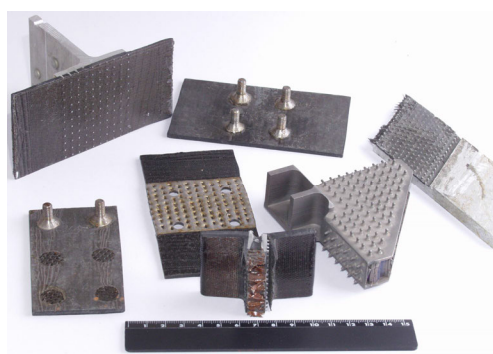
Таблица 1.1

Снижение прочности углепластика для внедренных штифтов

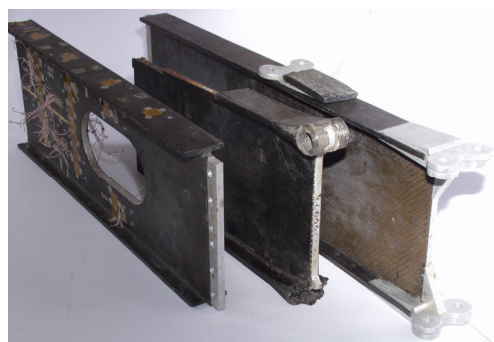
Способ установки штифта	Диаметр штифта, мм											
	0,8			1,0			1,5			2,0		
	Количество штифтов в одном ряду											
	3	4	5	3	4	5	2	3	4	1	2	3
	Коэффициент реализации прочности КМ, %											
Внедрение	96	88	95	83	79	78	88	83	63	83	78	69
Сверление	—	—	—	72	58	38	56	44	31	60	48	33

Экспериментальное исследование податливости соединительного слоя (клей, штифты, их комбинация) для ряда структур КМ, диаметров и размеров штифтов, а также технологических способов реализации соединения показало, что для углепластиков типа КМУ-4э производство податливости штифта на площадь его поперечного сечения является константой. Это позволило обосновать возможность применения зависимостей теории трансверсального армирования КМ для расчета податливости [16].

Экспериментальная оценка несущей способности соединения с элементами трансверсальной связи проводилась на многочисленных образцах и фрагментах конструкций (рис. 1. 4). Результаты свидетельствуют о высокой эффективности и перспективности этого КТР.



а



б

Рис. 1.4. Образцы соединений с элементами трансверсальной связи

2. Оптимизация структуры слоистого КМ

Оптимизация структуры волокнистого слоистого КМ при ограничениях различного типа (прочность, устойчивость, изгибная жесткость и др.) относится к классу фундаментальных задач проектирования конструкций из КМ. Несмотря на многочисленные исследования по этой проблеме, задача оптимального армирования решена для некоторых специфических (конструктивных) критериев проектирования и случаев нагружения для определенного класса деталей и агрегатов (баллоны давления, стержни, диски). Например, не представляет трудностей определение оптимального угла армирования и толщины КМ со структурой $[\pm\varphi]$ для любых критериев проектирования (минимум массы или прогиба панели, максимум критической силы и т.п.) при произвольном характере нагружения как в плоскости, так и в поперечном направлении. Но нет оснований утверждать, что не существует другой структуры, например, $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$, которая удовлетворяла бы поставленным ограничениям при меньшей массе.

Рассмотрим пластину с размерами $a \times b$, нагруженную погонными усилиями N_x , N_y , q_{xy} в плоскости и поперечным давлением p (рис. 2.1) [17 – 20].

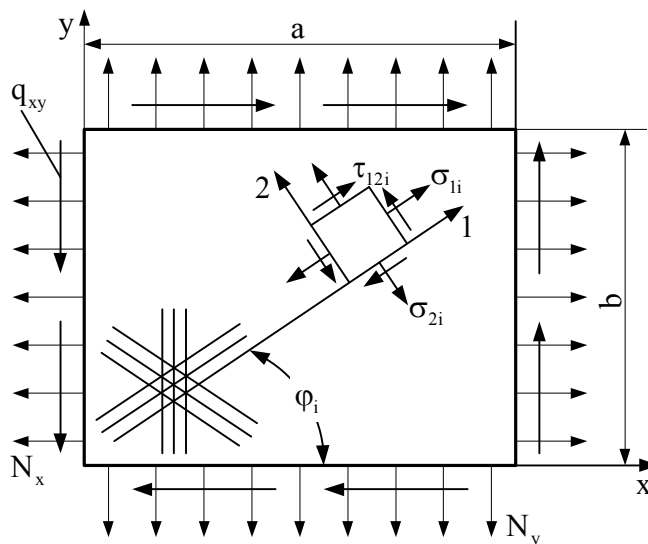


Рис. 2.1. К постановке задачи проектирования структуры КМ

Будем считать, что КМ пластины является ортотропным в осях x , y и состоит из произвольного количества слоев одного препрега. В качестве целевой функции и критерия проектирования примем

$$\bar{G} = G / ab = \sum_{i=1}^n \delta_i \rho_i \longrightarrow \min, \quad i = 1 \dots n, \quad (2.1)$$

где σ_i , ρ_i – толщина слоя с углом армирования ϕ_i и плотность материала этого слоя.

Ограничениями на параметры структуры являются:

– условие прочности слоев в виде критерия Мизеса-Хилла

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}\sigma_{2i}}{F_{1i}F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (2.2)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} – напряжения в слоях (см. рис. 2.1); F_{1i} , F_{2i} , F_{12i} – пределы прочности материала по осям 1, 2 и на сдвиг соответственно;

– обеспечение устойчивости панели под действием усилий в плоскости.

Примем критерий устойчивости в виде

$$-\frac{N_x}{N_{xкр}} - \frac{N_y}{N_{yкр}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xyкр}^2} \leq 1, \quad (2.3)$$

где $N_{xкр}$, $N_{yкр}$, $q_{xyкр}$ – величины критических усилий при их изолированном действии на пластину;

– ограничение на максимальный прогиб панели (характерное ограничение для обшивки крыла), которое в случае равномерно распределенного по поверхности давления можно представить в виде [21]

$$w = \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{a \cdot b} p K_w \leq w_0, \quad (2.4)$$

где K_w – коэффициент опирания; D_1 , D_2 – цилиндрические жесткости по осям x и y соответственно, вычисляемые по известным формулам [21]; w_0 – регламентируемый прогиб панели.

Сформулированная задача характеризуется следующими особенностями:

– неизвестно количество искомых параметров, так как число n является проектной величиной;

- ограничения (2.2), (2.3), (2.4) имеют вид неравенств, что не позволяет использовать классический аппарат вариационного исчисления;
- толщины слоев δ_i и пакета в целом δ_Σ являются дискретно изменяющимися величинами, кратными толщине полуфабриката;
- неизвестен порядок расположения слоев по толщине пакета.

Рассмотрим решение задачи оптимизации структуры КМ, удовлетворяющей только условиям прочности (2.2). Будем считать, что пакет состоит из бесконечного количества ($n \rightarrow \infty$) слоев одного материала, охватывающих весь возможный интервал углов армирования $\varphi \in [-\pi/2, \pi/2]$. Это позволяет считать жесткости пакета константами по φ . Тогда критерий (2.2) может быть записан в виде функции от угла армирования и физико-механических характеристик монослоя КМ [18 – 20]

$$\begin{aligned} \Phi_{np}(\varphi) = \cos^4 \varphi \left[\varepsilon_x^2 d_1 + \varepsilon_y^2 d_2 + \varepsilon_x \varepsilon_y d_4 \right] + \sin^4 \varphi \left[\varepsilon_x^2 d_2 + \varepsilon_y^2 d_1 + \varepsilon_x \varepsilon_y d_4 \right] + \\ + \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi \left[(4d_3 + d_4)(\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2) + \right. \\ \left. + 2\varepsilon_x \varepsilon_y (d_1 + d_2 - 4d_3) + \gamma_{xy}^2 (d_1 + d_2 - 4d_3 - d_4) \right] \pm \end{aligned} \quad (2.5)$$

$$\pm \gamma_{xy} \sin \varphi \cos \varphi \left[(\varepsilon_x + \varepsilon_y)(d_1 - d_2) + \cos 2\varphi (\varepsilon_x - \varepsilon_y)(d_1 + d_2 - 4d_3 - d_4) \right] - 1 \leq 0.$$

где ε_x , ε_y , γ_{xy} – деформации пакета в осях x , y , определяемые по известным зависимостям [21];

$$\begin{aligned} d_1 = \bar{E}_1^2 \left(\frac{1}{F_1^2} + \frac{\mu_{21}^2}{F_2^2} - \frac{\mu_{21}}{F_1 F_2} \right); \quad d_2 = \bar{E}_2^2 \left(\frac{\mu_{12}^2}{F_1^2} + \frac{1}{F_2^2} - \frac{\mu_{12}}{F_1 F_2} \right); \\ d_3 = \frac{G_{12}^2}{F_{12}^2}; \quad d_4 = \bar{E}_1 \bar{E}_2 \left(\frac{2\mu_{12}}{F_1^2} + \frac{2\mu_{21}}{F_2^2} - \frac{1 + \mu_{12}\mu_{21}}{F_1 F_2} \right). \end{aligned} \quad (2.6)$$

Знаки «+» и «-» в выражении (2.5) применяются для слоев с углами армирования $+\varphi$ и $-\varphi$ соответственно, что позволяет в дальнейшем рассматривать интервал $0 \leq \varphi \leq \pi/2$.

В интервале $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ функция $\Phi_{np}(\varphi)$ имеет максимум четыре точки пересечения с осью φ (рис. 2.2) и не более четырех экстремумов. Это свидетельствует о том, что из всего множества слоев в пакете только максимум четыре из них могут быть равнопрочными (для них $\Phi_{np}(\varphi) = 0$). Таким

образом, подтверждается теоретическая возможность существования равнопрочной статически неопределимой системы слоев КМ.

Решение задачи определения оптимальных параметров композиционных материалов среди равнопрочных структур методом Лагранжа, показало, что на интервале $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ функция $\Phi_{np}(\varphi)$ может иметь один (рис. 2.3, кривая 1), два (рис. 2.3, кривая 2) или три (рис. 2.3, кривая 3) минимума, т.е. оптимальными могут быть структуры $[\pm\varphi]$, $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$

(включая частные случаи: $[0, \pm\varphi]$, $[90^\circ, \pm\varphi]$, $[0, 90^\circ]$, $[0, 90^\circ, \pm\varphi]$).

На основании полученных зависимостей были рассмотрены некоторые частные случаи нагружения. Так, проектирование оптимальной структуры КМ при чистом сдвиге показало, что при определенных сочетаниях ФМХ КМ структуры $[0]$, $[90^\circ]$ или $[0, 90^\circ]$ могут обеспечивать меньшую массу пакета слоев, чем структура $[\pm 45]$. При нагружении только нормаль-

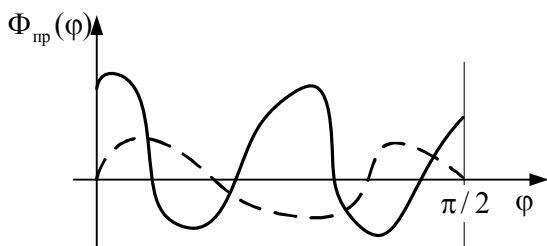


Рис. 2.2. К определению оптимальной структуры КМ

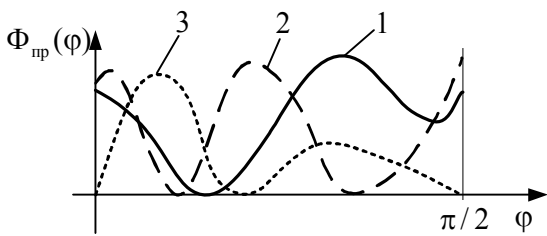


Рис. 2.3. Оптимальные структуры КМ

ными усилиями армирование по траекториям главных напряжений действительно приводит к конструкции минимальной массы, причем такие структуры относятся к классу равнопрочных и среди них являются оптимальными.

Если спроектированный по условию (2.2) КМ не обеспечивает требуемый уровень критических усилий, то необходимо увеличить толщину пакета, потому что при найденной толщине δ_Σ не существует других структур, для которых выполнялся бы критерий (2.2). Увеличение толщины приводит к образованию интервала углов армирования, в пределах которого любой угол и любое сочетание углов обеспечивают прочность конструкции. На рис. 2.4 это показано на примере чистого сдвига.

Таким образом, возникает задача поиска в интервале углов $\varphi_n \leq \varphi \leq \varphi_k$ угла армирования φ или системы слоев $[\pm\varphi_i]$, для которых имеется максимальный запас по устойчивости панели при заданной толщине пакета.

Рассмотрим решение этой задачи для шарнирно-опертой пластины. Будем считать, что пакет слоев симметричен относительно срединной поверхности.

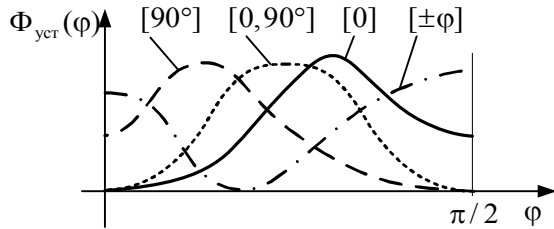


Рис. 2.4. Случай чистого сдвига

Запишем неравенство (2.2) в виде

$$\Phi_{уст} = 1 + \frac{N_x}{N_{хкр}} + \frac{N_y}{N_{укр}} - \frac{q_{xy}^2}{q_{хукр}^2} \geq 0. \quad (2.7)$$

Формулы для расчета критических усилий могут быть записаны в каноническом виде [21]

$$(N_{хкр}, N_{укр}, q_{хукр}) = \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{b^2} (K_x, K_y, K_{xy}), \quad (2.8)$$

где K_x, K_y, K_{xy} — коэффициенты опирания.

Анализ ряда литературных источников [20 – 22] показал, что коэффициенты опирания могут быть представлены функциями от соотношений изгибных жесткостей, параметров волнообразования m и n и отношения размеров пластины в плане a и b :

$$(K_x, K_y, K_{xy}) = f\left(\frac{D_2}{D_1}, \frac{D_1}{D_2}, \frac{D_3}{D_1}, \frac{D_3}{D_2}, m, n, \frac{a}{b}\right), \quad (2.9)$$

где $D_3 = D_{12} + 2D_{33}$ — крутильная жесткость пластины.

С учетом этих зависимостей производная функции $\Phi_{уст}$ по углу армирования φ будет равна

$$\frac{\partial \Phi_{уст}}{\partial \varphi} = 2 \sin 2\varphi \cdot (L_1 \cos^2 \varphi + L_2 \sin^2 \varphi), \quad (2.10)$$

где L_1, L_2 — некоторые коэффициенты.

Анализ выражения (2.10) показывает, что функция $\Phi_{уст}$ имеет два или три экстремума, т.е. оптимальными могут быть структуры $[0]$, $[90^\circ]$, $[0, 90^\circ]$ или $[\pm\varphi]$ (рис. 2.5), если указанные углы армирования принадлежат интервалу $\varphi_n \leq \varphi \leq \varphi_k$, а также $[\pm\varphi_n]$ или $[\pm\varphi_k]$ (см. рис. 2.4).

Таким образом, оптимальная по устойчивости и прочности структура

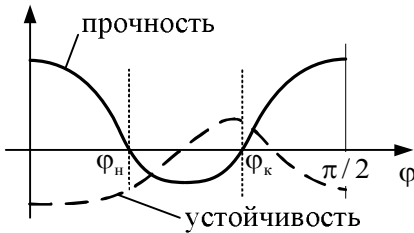


Рис. 2.5. Оптимальные по устойчивости структуры КМ

КМ включает не более двух семейств углов армирования. Это очень важный вывод, так как разрешена задача выбора последовательности укладки слоев в пакете, вызывающая наибольшие затруднения математического характера.

После удовлетворения ограничения по устойчивости необходимо проверить выполнение условия (2.4), которое можно записать в виде

$$\Phi_w = w_0 - \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{a \cdot b} p K_w \geq 0. \quad (2.11)$$

Если ограничение по прогибу не выполняется, то необходимо увеличить толщину (возможности варьирования углами армирования исчерпаны ограничениями по прочности и устойчивости).

Анализ выражения (2.11) приводит к результатам, аналогичным (2.10). На предыдущих этапах проектирования установлены толщина пакета и допустимый интервал углов армирования. Очевидно, что экстремум функции (2.11) внутри допустимого интервала углов достигается при другом значении φ . После определения максимума функции (2.7) естественно появляется возможность уменьшения толщины пакета слоев до тех пор, пока с минимальным запасом будут выполняться условия прочности и устойчивости. Аналогичное утверждение справедливо и для ограничения на максимальный прогиб панели. Таким образом, разработана методика проектирования оптимальной структуры слоистого КМ при ограничениях по прочности, устойчивости и прогибу панели, позволяющая достаточно легко выполнить требование о кратности толщины пакета целому (или четному) количеству слоев полуфабриката.

3. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала

Для оценки несущей способности конструкции из слоистых КМ применяются многочисленные критерии прочности [23, 24], в результате чего становится невозможным сопоставление результатов. По этой причине ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского в утвержденных руководящих технических материалах рекомендует использовать критерий Мизеса – Хилла: на этапе проектирования в записи для монослоя, для которого известны ФМХ, а на этапе поверочного расчета на прочность – для пакета слоев в целом с использованием экспериментально найденных упругих и прочностных свойств пакета КМ [25].

В связи со сказанным актуальным является исследование результатов оценки прочности по этим двум способам удовлетворения критериям. Для монослоя принимаются паспортные данные о его свойствах, а для пакета пределы прочности вычисляются аналитически по методике [24], базирующейся на постулате о том, что пределом прочности является такая величина напряжений, при которой критерий прочности выполняется для всех слоев.

Принимается также, что теоретический предел прочности определяется на основе критерия, по которому впоследствии будет оцениваться несущая способность пакета КМ.

Согласно первому подходу критерии прочности применяются к каждому слою и записываются через напряжения в местной системе координат. Критерий прочности Мизеса – Хилла для монослоя имеет вид

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}}{F_{1i}} \frac{\sigma_{2i}}{F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (3.1)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} – напряжения в местной системе координат; F_{1i} , F_{2i} , F_{12i} – пределы прочности по осям ортотропии слоев 1, 2 на растяжение (сжатие) и на сдвиг; i – номер слоя.

Согласно второму подходу критерий прочности применяется ко всему пакету слоев, который рассматривается как однородный анизотропный материал и записывается через средние напряжения в пакете

$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x}{F_x} \frac{\sigma_y}{F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} \leq 1. \quad (3.2)$$

Здесь $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ – напряжения в глобальной системе координат; F_x, F_y, F_{xy} – пределы прочности пакета по соответствующим направлениям.

Критерии прочности как для отдельных слоев, так и для пакета в целом представляют собой некоторые замкнутые области в координатах $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$, внутри которых обеспечивается прочность материала.

Пусть $\tau_{xy} = \text{const}$. Тогда для заданного σ_x можно определить интервал напряжений σ_y , в котором будет обеспечиваться прочность КМ (рис. 3.1).

Напряжения $\sigma_{y \max}$ и $\sigma_{y \min}$ определяются из уравнения

$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x}{F_x} \frac{\sigma_y}{F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} = 1 \quad (3.3)$$

с учетом следующих условий:

$$F_x = \begin{cases} F_{xp} & \text{при } \sigma_x > 0, \\ F_{xc} & \text{при } \sigma_x < 0; \end{cases} \quad (3.4)$$

$$F_y = \begin{cases} F_{yp} & \text{при } \sigma_y > 0, \\ F_{yc} & \text{при } \sigma_y < 0. \end{cases}$$

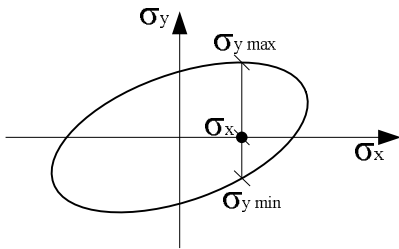


Рис. 3.1. К определению предельных напряжений

Выразив напряжения в слоях через напряжения в пакете и подставив в соответствующий критерий прочности, получим уравнения

$$A_{1,1}^i \sigma_x^2 + A_{2,2}^i \sigma_y^2 + A_{3,3}^i \tau_{xy}^2 + 2A_{1,2}^i \sigma_x \sigma_y + 2A_{1,3}^i \sigma_x \tau_{xy} + 2A_{2,3}^i \sigma_y \tau_{xy} \leq 1, \quad i = 1, 2, 3, \dots, \quad (3.5)$$

из которых, учитывая, что

$$F_{li} = \begin{cases} F_{lip} & \text{при } \sigma_{li} > 0, \\ F_{lic} & \text{при } \sigma_{li} < 0; \end{cases} \quad F_{2i} = \begin{cases} F_{2ip} & \text{при } \sigma_{2i} > 0, \\ F_{2ic} & \text{при } \sigma_{2i} < 0, \end{cases} \quad (3.6)$$

находятся точки, лежащие на границе линии уровня «предельной» поверхности для послойного критерия прочности.

Аналогичным образом следует поступать при $\sigma_x = \text{const}$.

По разработанной методике проведены численные исследования (рис. 3.2, 3.3) для нескольких материалов с различными структурами [26], анализ которых позволяет сделать следующие выводы:

- так как при послойной оценке прочности предельная поверхность определяется внутренней огибающей предельных поверхностей всех слоев пакета, то, очевидно, что это будет не гладкая поверхность, тем более, что во всех октантах эллипсоиды (3.1) имеют различные величины полуосей, а для пакета в целом поверхность является гладкой, по крайней мере, в пределах одного октанта;

- наличие зон, в которых не соблюдается или критерий прочности пакета для отдельных слоев, или критерий прочности слоя для пакета в целом, что предварительно можно объяснить неучетом взаимного влияния компонентов напряжений при теоретическом определении пределов прочности пакета;

- применение различных подходов к оценке несущей способности конструкции из слоистых КМ на стадиях проектирования и поверочного расчета на прочность нуждается в дополнительном обосновании, потому что даже проверка прочности слоев по экспериментальным значениям пределов проч-

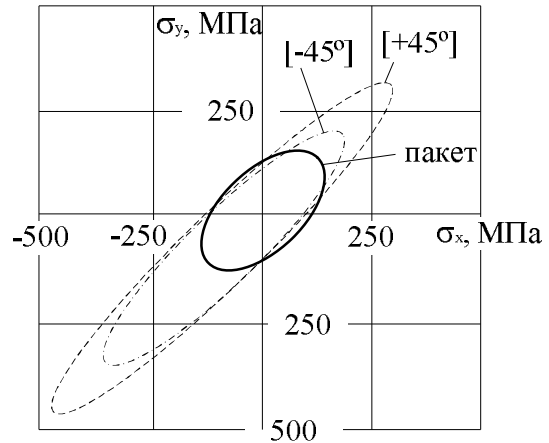


Рис. 3.2. Линии уровня предельных поверхностей для углепластика со структурой $[\pm 45]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа

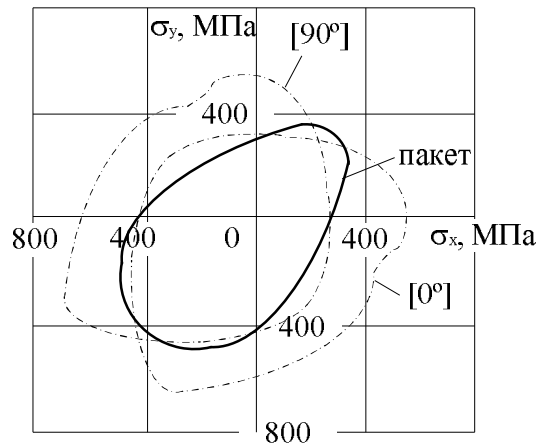


Рис. 3.3. Линии уровня предельных поверхностей для углепластика со структурой $[0, 90]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа

ности пакета обязательно покажет несоблюдение условий прочности какого-либо слоя.

Таким образом, обнаруженное явление ставит разработчиков конструкций из КМ перед дилеммой: каким способом формировать заключение о прочности, тем более что к аналогичным результатам приводит использование других распространенных критериев прочности (максимальных напряжений, максимальных деформаций и др.).

4. Оптимизация конструктивных параметров многолонжеронного крыла из КМ

В последние десятилетия наибольший толчок в своем развитии получили малые беспилотные летательные аппараты (ЛА), легкие многоцелевые ЛА с крыльями малого удлинения и т.п. Такой успех во многом связан с использованием в конструкции указанных аппаратов КМ, доля которых в общем весе планера достигает 80 ... 100%. Композитные крылья большого удлинения пока не получили широкого распространения в авиастроении. Во-первых, это связано с отсутствием методик проектирования крыла, учитывающих весь спектр условий и ограничений (по прочности, устойчивости, регламентируемому прогибу), обеспечивающих необходимую эксплуатационную эффективность и несущую способность в рамках всего ЛА, во-вторых, с особенностями формирования стыковых узлов в зоне крепления крыла к фюзеляжу, в-третьих, с отсутствием налаженного процесса производства и другими факторами. В связи с этим проектирование крыла ЛА из КМ является актуальной и перспективной задачей, особенно для легкомоторной авиации.

Использование КМ в тонкостенных конструкциях, распространенных в авиастроении, позволило внедрить в процесс проектирования принцип разделения функций несущих элементов конструктивно-силовой схемы по восприятию компонентов напряженного состояния. Наиболее характерным примером реализации этого принципа при проектировании агрегатов ЛА является лонжеронное крыло, в котором полки лонжеронов служат для восприятия изгибающего момента, а остальные элементы (обшивка, стенки, нервюры) воспринимают сдвигающие усилия (крутящий момент и

перерезывающие силы). Такое предварительное разделение функций несущих элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) обуславливает различную структуру КМ [27]: преимущественно однонаправленную для полок и под углами $\pm 45^\circ$ для остальных элементов. Для большинства современных КМ отношение модулей упругости КМ со структурами $[0^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$ находится в пределах $10 \dots 20$ [27], что позволяет практически пренебрегать работой на изгиб стенки и обшивки крыла. С учетом сказанного выше процесс предварительного проектирования элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла возможно осуществлять в два этапа: на первом этапе определяются площади полок лонжеронов, на втором – толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов.

При проектировании поперечного сечения крыла используется ряд допущений. Предполагается, что крыло описывается расчетной схемой тонкостенного стержня, основой которой является одноплоскостной закон распределения нормальных деформаций по сечению. Такой подход вполне оправдан для крыльев среднего и большого удлинения, в которых отсутствуют значительные неоднородности силового поля, например, вырез под нишу шасси. Кроме того, большинство КМ имеют линейную диаграмму деформирования вплоть до разрушения, а поперечные сечения крыла подкреплены нервюрами.

Число определяемых параметров задачи равно $2n$ (рис. 4.1), а число уравнений в определяющей системе равно 5: три уравнения равновесия и два условия прочности, записанные в виде равенств для наиболее удаленных от плоскости крыла верхней и нижней полок лонжеронов

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0 ;$$

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} y_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} y_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = M_x ; \quad (4.1)$$

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} x_i (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} x_i (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0 ;$$

$$ax_r + by_{Br} + c = \varepsilon_{B \max} ; \quad ax_s + by_{Hs} + c = \varepsilon_{H \max} , \quad (4.2)$$

где E_{Bi} , E_{Hi} – упругие константы материалов верхних и нижних полок лонжеронов; $\varepsilon_{B \max}$, $\varepsilon_{H \max}$ – максимальные деформации полок, которые оп-

ределяются по методике, описанной в работе [27], при действии нескольких расчетных случаев и при различных материалах полок лонжеронов; y_{Br} , y_{Hs} – координаты наиболее удаленных от оси сечения полок лонжеронов (рис. 4.1).

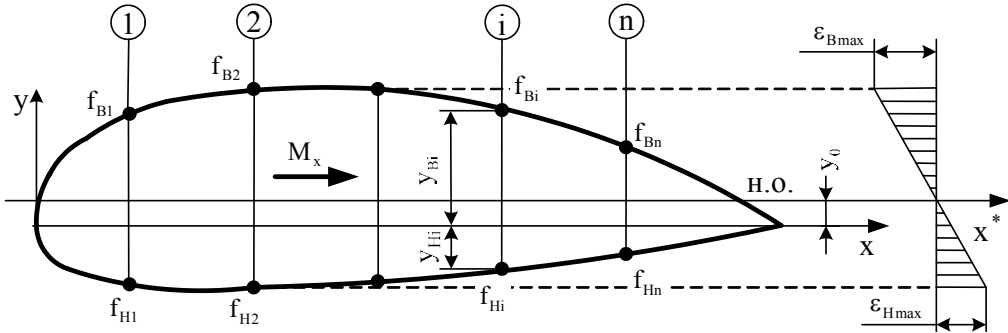


Рис. 4.1. К задаче определения площадей полок лонжеронов

Таким образом, задача проектирования полок лонжеронов имеет множество решений, поэтому необходимо накладывать на искомые параметры дополнительные связи. Наиболее часто используется допущение о распределении изгибающего момента по лонжеронам согласно правилу

$$\frac{M_i}{M_{i+1}} = \frac{H_i^k}{H_{i+1}^k} = \frac{(y_{Bi} - y_{Hi})^k}{(y_{B,i+1} - y_{H,i+1})^k}, \quad (4.3)$$

либо задается определенное распределение площадей полок лонжеронов по сечению крыла.

В работе [28] приведен краткий обзор существующих методик проектирования силовых элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла и различных вариантов распределения материала по полкам лонжеронов. Отмечается, что предложенный в [27] способ проектирования сечения крыла при нескольких несовместных расчетных случаях не требует поверочного расчета на прочность, который необходим при использовании традиционного метода редуционных коэффициентов.

Рассмотренное в работе [27] распределение площадей полок лонжеронов пропорционально их координатам в центральных осях

$$f_{Bi} = f_{B1} \frac{(y_{Bi} - y_0)^k}{(y_{B1} - y_0)^k}; \quad f_{Hi} = f_{H1} \frac{(y_{Hi} - y_0)^k}{(y_{H1} - y_0)^k}, \quad (4.4)$$

приводит к снижению массы поперечного сечения по сравнению с параметрами, полученными по зависимости (4.3). Однако при проектировании не учитывался угол поворота главных центральных осей α , который влияет на напряженное состояние элементов конструкции крыла.

Предложенная в [28] методика проектирования параметров поперечного сечения позволяет управлять распределением массы и охватить все возможные варианты распределения площадей полок по лонжеронам крыла. В качестве зависимостей, которые бы обеспечивали рациональное распределение материала по полкам лонжеронов, предложено использовать синусоидальный закон

$$f_{Bi} = A_B \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k; \quad f_{Hi} = A_H \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m. \quad (4.5)$$

В качестве примера рассмотрено проектирование сечения трехлонжеронного крыла из КМ.

В табл. 4.1 приведены результаты расчетов для профиля, рассматриваемого в работах [27, 28], с использованием распределений по формулам (4.3) – (4.5).

Таблица 4.1

Результаты вычислений

Распределение	Варьируемые параметры	Номер полки						Суммарная площадь лонжеронов, мм ²	Суммарная площадь обшивки, мм ²	Суммарная площадь сечения, мм ²	α , Град.
		B1	B2	B3	H1	H2	H3				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
(4.3)	k = 0,5	1240	602	2288	550	555	840	6076	9549	15625	0,0
	k = 1	1248	665	1964	554	613	721	5765	9372	15138	0,0
	k = 2	1229	787	1407	545	726	516	5211	9178	14389	0,0
	k = 3	1170	902	974	519	832	358	4755	9198	13953	0,0
	k = 4	1084	1005	656	481	927	241	4394	8887	13281	0,0
(4.4)	k = 0,5	822	1126	655	588	559	519	4265	9253	13517	-0,1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	k = 1	662	1242	420	601	543	462	3931	9172	13102	0,1
	k = 2	398	1408	161	635	518	374	3488	9059	12548	1,0
(4.5)	k=0,1; m=0,1 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	988	983	983	597	586	529	4665	9098	13763	0,0
	k=10; m=1 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	1363	836	826	736	609	219	4588	8673	13261	0,7
	k=141; m=30 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	3614	4	3	1618	5	0	5244	7226	12471	0,0
	k=1; m=1 $y_B^* = y_{B2}$; $y_H^* = y_{H2}$	948	1028	870	533	741	348	4467	8985	13452	0,3
	k=90; m=24 $y_B^* = y_{B2}$; $y_H^* = y_{H2}$	1	1619	0	1	1428	0	3048	9339	12388	0,0

Результаты расчетов показывают, что предложенная методика в сравнении с распределениями (4.3), (4.4), позволяет снизить массу поперечного сечения на 2 ... 7%. Во-вторых, варьируя параметрами y_B^* , y_H^* , k , m , можно получить практически любое распределение материала по полкам лонжеронов, что в связи с конструктивными ограничениями является существенным. В-третьих, существует возможность при определенных параметрах y_B^* , y_H^* , k , m получить решение, которое достаточно близко к оптимальному [29], удовлетворяющему условию минимума массы сечения.

5. Проектирование дискретно-опертых панелей из КМ

Теоретические методы исследования напряжений и деформаций панелей и пластин, которые широко применяются в настоящее время, в основ-

ном справедливы для однородных схем опирания по контуру (свободное, шарнирное, жесткое) и для постоянных значений толщины и ФМХ материала по поверхности. Вместе с тем на современных самолетах имеется большое количество агрегатов, относящихся к классу панелей, но с дискретным опиранием (двери, створки грузовых люков, тормозные щитки, элероны, закрылки и другие элементы управления и механизации), для проектирования которых нет адекватных моделей. Необходимость разработки методов синтеза КСС дискретно-опертых агрегатов особо актуальна для композиционных конструкций, так как КМ позволяет управлять полями напряжений и деформаций и тем самым оптимизировать искомые параметры.

Для решения такого рода задач предложено формировать КСС на основе каркасных (скелетных) и ординарных балок (рис. 5.1), полки которых образованы из однонаправленных КМ, а стенкой является заполнитель (сотовый, трубчатый и т.п.).

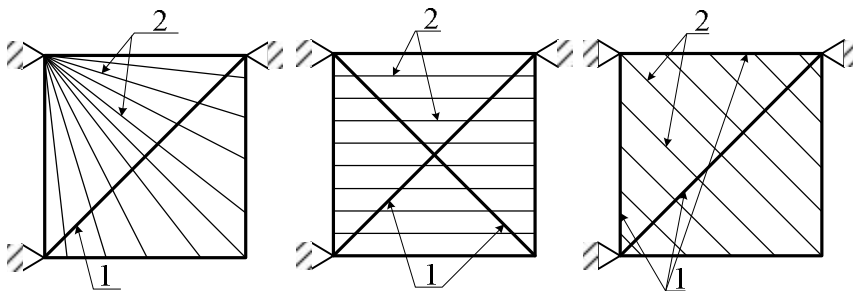


Рис. 5.1. Возможные варианты КСС пластин:
1 – каркасная балка; 2 – ординарная балка

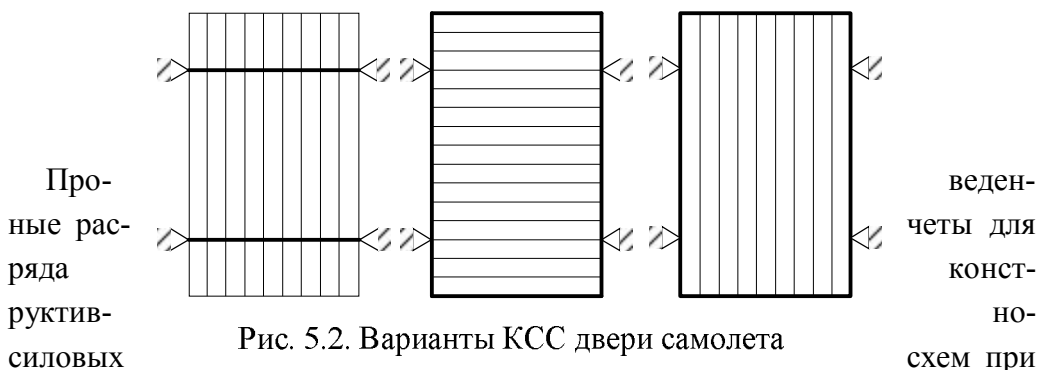


Рис. 5.2. Варианты КСС двери самолета

равномерной поперечной нагрузке для прямоугольной панели (см. рис. 5.1) показали, что их масса существенно разная, т.е. за счет выбора рациональной топологии балок можно достичь снижения массы. Аналогичные расчеты для двери самолета (рис. 5.2) подтвердили, во-первых, важность оптимизации слоистых каркасных балок и, во-вторых, возможность автоматизации этапа синтеза КСС.

Трактуя направления ординарных балочек как углы армирования КМ поверхности агрегата, таким образом можно решить задачу армирования обшивок дискретно-опертых агрегатов, решение которой в настоящее время невозможно в рамках классической теории пластин и плит.

6. Технологические аспекты обеспечения качества изделий из КМ

Технология создания изделий из традиционных материалов обусловила организационное и гносеологическое разделение процессов создания полужабриката-материала и конструкции. Изготовление деталей и даже сложных композитных конструкций происходит из исходных компонентов в большинстве случаев за одну технологическую операцию, т.е. свойства материала и конструкции формируются синхронно. Из одних и тех же компонентов КМ могут быть получены не только разные конструктивные решения, но и свойства в различных районах одной и той же конструкции и даже детали. При изготовлении композитных конструкций и деталей протекают сложные физико-химические и теплофизические процессы, связанные с образованием структуры и агрегатными превращениями матрицы, взаимодействием ее с армирующим наполнителем. Этим процессам сопутствуют механические явления и образование дефектов, прямо влияющие на свойства и несущую способность материала и конструкции в целом, поэтому вопрос разработки математических моделей, с достаточной достоверностью описывающих названные процессы, является актуальным. Располагая такими моделями, можно прогнозировать условия формирования типовых дефектов, установить критические значения основных технологических параметров и обосновать рекомендации по управлению этими параметрами.

Одной из задач формирования структуры заданного качества является моделирование технологического процесса формования. ФМХ изделия из КМ зависят от строения отвержденных полимерных связующих. Так как график "температура – время" строится по различным законам, то и изделия могут иметь различные потребительские свойства, которые зависят от трех комплексных параметров:

- величины остаточного напряженного состояния, которое включает в себя влияние усадки и температурные деформации компонентов КМ;
- количества воздушных включений, зависящего от давления, содержания и скорости выхода летучих продуктов реакции отверждения и растворителя;
- степени отверждения.

Усадочные деформации формируются на этапе гелеобразования и зависят от скорости подъема температуры во времени. В работе [30] видно, что чем больше скорость подъема температуры, тем величина усадки меньше. Ограничением скорости подъема температуры является равномерный прогрев изделия по толщине. Из [31] следует, что перепад температуры по толщине изделия прямо пропорционален скорости подъема температуры и квадрату толщины изделия, поэтому при увеличении этих параметров будет расти перепад температуры, который в дальнейшем приведет к росту остаточных напряжений и деформаций в изделии из полимерных КМ. По допустимым значениям остаточных напряжений в конструкции можно определить допустимый перепад температуры по толщине изделия, а затем скорость подъема температуры:

$$v_T = \frac{\partial T}{\partial z} \frac{\lambda}{c\rho\delta^2}, \quad (6.1)$$

где c – удельная теплоемкость КМ; λ – коэффициент теплопроводности КМ; $\partial T / \partial z$ – градиент температуры по толщине изделия.

Воздушные включения являются результатом наличия в связующем растворителя и продуктов поликонденсации. Растворитель легко улетучивается при повышенных температурах, поэтому при разогреве формуемого из препрегов изделия, скорость подъема температуры должна быть максимальна. Это дает возможность уменьшить время разогрева и быстро удалить остатки растворителя.

Если изделие формируется "мокрым" способом, то количество растворителя составляет до 50% связующего и время выхода летучих продуктов растворителя при тех же температурах разогрева необходимо увеличить, а скорость подъема температуры – уменьшить.

Летучие продукты поликонденсации начинают образовываться после точки гелеобразования. Скорость их образования однозначно свидетельствует об интенсивности протекания реакции, которая сопровождается изменением вязкостных свойств изделия. При этом может возникнуть такая ситуация, когда давление летучих продуктов, растворенных в отверждающемся полимере, будет больше внешнего давления. Тогда в формируемом материале образуются поры, которые приведут к ухудшению его физико-механических свойств. Количество пор зависит от внешнего давления, определяемого усилиями формования, поверхностных сил натяжения и вязкостью связующего. Уменьшения пористости можно добиться изменением температурного режима таким образом, чтобы максимальное количество летучих продуктов реакции выделялось при наименьшей вязкости отверждающегося связующего. При этом давление формования должно включать в себя только вакуумное, которое способствует увеличению скорости выхода летучих продуктов.

Степень отверждения в зависимости от температуры и времени выдержки может быть исследована электрофизическим методом, который наиболее достоверно описывает динамику отверждения, что подтверждается уравнением Аррениуса [32], по которому можно рассчитать время и температуру процесса с получением максимальной степени отверждения при минимальных затратах.

Реализация излагаемого выше подхода приводит к оптимизации технологического цикла отверждения для получения регламентированного качества продукции.

При производстве панелей крыла самолета и элементов силового набора крыла из слоистых КМ большое значение имеет определение НДС изделий вследствие температурных напряжений, деформаций и кромочных эффектов.

В связи с этим можно выделить несколько основных задач для исследования:

1. Прогнозирование формы изделия после его полимеризации, охлаждения до комнатной температуры и извлечения из оснастки.
2. Определение НДС изделия после его установки в конструкцию (сборки).
3. Подбор определенной структуры пакета КМ с целью снижения остаточных напряжений до минимального значения и наличия регламентированных значений деформаций.

Номенклатура указанных выше изделий достаточно широка: двутавровое, тавровое, швеллерное, уголковое, Z-образное, трапецевидное сечения, а также специфические виды сечений – уголковое с центральной и эксцентричной бульбами.

Стенки и полки этих профилей в общем случае представляют собой пакеты различных КМ произвольной структуры. Поэтому на примере уголкового профиля (рис. 6.1) рассмотрим возникающие в изделии температурные напряжения.

Допустим, что горизонтальная полка уголка представляет собой пакет КМ со слоями $\pm\varphi^\circ$ и 0° . Одним из методов получения указанных выше изделий является автоклавное формование.

При повышении температуры изделия в слоях возникают температурные напряжения, связанные с различными коэффициентами линейного температурного расширения (КЛТР) и коэффициентами Пуассона пакетов. В первом приближении рассмотрим случай равномерного распределения напряжений в поперечном сечении пакета (влияние изгиба по толщине пакета не учитывается). Тогда задача упрощается до двумерной. В такой постановке рассмотрим локальную задачу о необходимости учета напряжений в поперечном направлении полки.

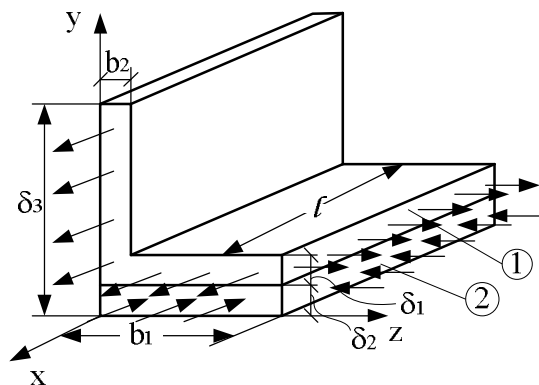


Рис. 6.1. К задаче определения температурных напряжений изделий из КМ

Для двумерной задачи закон Гука приобретает вид [33]:

$$\begin{aligned}\sigma_{x1} &= \left[\varepsilon_x + \mu_{yx1} \cdot \varepsilon_y - \Delta T (\alpha_{x1} + \mu_{yx1} \cdot \alpha_{y1}) \right] \cdot \bar{E}_{x1}; \\ \sigma_{x2} &= \left[\varepsilon_x + \mu_{yx2} \cdot \varepsilon_y - \Delta T (\alpha_{x2} + \mu_{yx2} \cdot \alpha_{y2}) \right] \cdot \bar{E}_{x2}; \\ \sigma_{y1} &= \left[\varepsilon_y + \mu_{xy1} \cdot \varepsilon_x - \Delta T (\alpha_{y1} + \mu_{xy1} \cdot \alpha_{x1}) \right] \cdot \bar{E}_{y1}; \\ \sigma_{y2} &= \left[\varepsilon_y + \mu_{xy2} \cdot \varepsilon_x - \Delta T (\alpha_{y2} + \mu_{xy2} \cdot \alpha_{x2}) \right] \cdot \bar{E}_{y2}; \\ \bar{E}_{ik} &= \frac{E_{ik}}{1 - \mu_{xyk} \cdot \mu_{yxk}}, \quad i = \{x, y\}; k = \{1, 2\},\end{aligned}\tag{6.2}$$

где σ_{xi} , σ_{yi} , ε_x , ε_y , μ_{xyi} , μ_{yxi} , α_{xyi} , α_{yxi} , E_{xi} , E_{yi} ($i = 1, 2$) – нормальные напряжения, продольные деформации, коэффициенты Пуассона, КЛТР и модули упругости пакетов в направлении осей x и y соответственно; ΔT – перепад температур.

Условия равновесия пластины при отсутствии изгиба:

$$\begin{cases} \sigma_{x1} \cdot f_{x1} + \sigma_{x2} \cdot f_{x2} = 0; \\ \sigma_{y1} \cdot f_{y1} + \sigma_{y2} \cdot f_{y2} = 0, \end{cases}\tag{6.3}$$

где f_{x1} , f_{x2} , f_{y1} , f_{y2} – площади поперечного сечения соединяемых деталей, определяемые согласно рисунку по формулам:

$$\begin{aligned}f_{x1} &= b_1 \cdot \delta_1 + (\delta_3 - \delta_2 - \delta_1) \cdot b_2; & f_{x2} &= b_1 \cdot \delta_2; \\ f_{y1} &= \delta_1 \cdot \ell; & f_{y2} &= \delta_2 \cdot \ell.\end{aligned}\tag{6.4}$$

При совместном решении зависимостей (6.2) и (6.3) можно определить напряжения в слоях в продольном и поперечном направлениях:

$$\sigma_{x2} = \frac{A_6 \cdot A_1 + A_3 \cdot A_5}{A_2 \cdot A_5 - A_4 \cdot A_1}; \quad \sigma_{y2} = \frac{A_2 \cdot A_6 + A_3 \cdot A_4}{A_2 \cdot A_5 - A_4 \cdot A_1},\tag{6.5}$$

где

$$\begin{aligned}A_1 &= \left(\frac{t_x}{\bar{E}_{x1} \cdot \mu_{yx1}} + \frac{1}{\bar{E}_{x2} \cdot \mu_{yx2}} \right) \cdot \frac{\mu_{yx1} \cdot \mu_{yx2}}{\mu_{yx2} - \mu_{yx1}}; \quad A_2 = \left(\frac{t_y}{\bar{E}_{y1}} + \frac{1}{\bar{E}_{y2}} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{xy1} - \mu_{xy2}}; \\ A_3 &= \Delta T \cdot \left[\left(\frac{\alpha_{x2}}{\mu_{yx2}} - \frac{\alpha_{x1}}{\mu_{yx1}} + \alpha_{y2} - \alpha_{y1} \right) \cdot \frac{\mu_{yx2} \cdot \mu_{yx1}}{\mu_{yx2} - \mu_{yx1}} - \right. \\ &\quad \left. - (\alpha_{y2} - \alpha_{y1} + \mu_{xy2} \cdot \alpha_{x2} - \mu_{xy1} \cdot \alpha_{x2}) \cdot \frac{1}{\mu_{xy1} - \mu_{xy2}} \right];\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 A_4 &= \left(\frac{t_y}{\bar{E}_{y1} \cdot \mu_{xy1}} + \frac{1}{\bar{E}_{y2} \cdot \mu_{xy2}} \right) \cdot \frac{\mu_{xy2} \cdot \mu_{xy1}}{\mu_{xy2} - \mu_{xy1}}; \\
 A_5 &= \left(\frac{t_x}{\bar{E}_{x1}} + \frac{1}{\bar{E}_{x2}} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{yx1} - \mu_{yx2}}; \\
 A_6 &= \Delta T \cdot \left[\left(\frac{\alpha_{y2}}{\mu_{xy2}} - \frac{\alpha_{y1}}{\mu_{xy1}} + \alpha_{x2} - \alpha_{x1} \right) \cdot \frac{\mu_{xy2} \cdot \mu_{xy1}}{\mu_{xy2} - \mu_{xy1}} - \right. \\
 &\quad \left. - \left(\alpha_{x2} - \alpha_{x1} + \mu_{yx2} \cdot \alpha_{y2} - \mu_{yx1} \cdot \alpha_{y1} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{yx1} - \mu_{yx2}} \right]; \\
 t_x &= \frac{f_{x2}}{f_{x1}}; \quad t_y = \frac{f_{y2}}{f_{y1}}.
 \end{aligned}
 \tag{6.6}$$

Проведенные параметрические исследования [34] показали, что абсолютные значения температурных напряжений могут достигать больших значений (до 50 – 70 МПа) при различных материалах полков, температурных интервалах, углах укладки пакетов, т.е. изменяя углы укладки пакетов, их толщины, материал, можно добиваться то ли максимальной прочности пакета при минимальной массе, то ли минимального коробления профилей, то ли еще каких либо целей.

Рассмотрим эту же задачу с другой стороны. Действующие вдоль и поперек горизонтальной полки напряжения создают изгибающие моменты, величины которых можно определить так (рис. 6.2):

$$M_i = d_i (P_{i1} + P_{i2}), \quad i = x, y, \tag{6.7}$$

где d_i – расстояние между центрами тяжести уголкового составляющей профиля и прямоугольной накладки; P_{i1} , P_{i2} – равнодействующие температурных усилий в каждом из пакетов.

После извлечения профиля из оснастки упомянутые выше моменты изгибают определенным образом профиль, что зачастую приводит к тому, что изделие не соответствует конструкторскому чертежу.

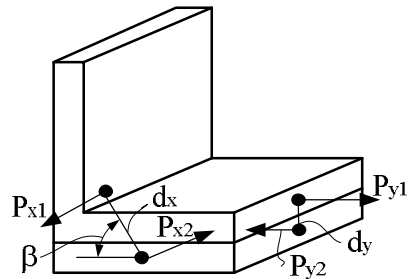


Рис. 6.2. Схема возникновения изгибающих моментов

По значению коэффициентов линейного расширения пакетов можно определить направление изгиба профиля суммарным моментом. Так при направлении изгиба, указанном на рис. 6.2, полки уголка будут сходиться. Путем введения в уравнение (6.2) составляющей, учитывающей изгиб пластин, можно оценить радиусы кривизны пластин в направлениях x и y и величины линейных деформаций полок профиля.

Таким образом, предложена методика оценки температурных напряжений для плоского напряженного состояния уголковых профилей. По результатам параметрических исследований сделан вывод о необходимости учета влияния краевых эффектов (в виде коэффициентов Пуассона) при назначении угла армирования профиля.

Заключение

1. Приведены результаты научных исследований в следующих областях: разработка КТР соединений деталей из КМ, оптимизация структуры КМ панелей обшивки, оценка пределов применимости различных способов удовлетворения критериев прочности, проектирование поперечного сечения многолонжеронного крыла, выбор рациональных конструктивных схем дискретно-опертых агрегатов, технологическая механика панелей из КМ.

2. Сформулированы практические рекомендации по повышению качества авиаконструкций из КМ.

3. Намечены дальнейшие направления и перспективы решения фундаментальных задач конструирования и проектирования изделий из композиционных материалов.

Литература

1. Фюзеляж самолета АН-2М из стеклопластиков / Пильник А.Ф., Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. и др. // Самолетостроение и техника воздушного флота: Сб. научн. тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1971. – Вып. 26. – С. 63 – 66.

2. Карпов Я.С., Корженевский А.В., Несвит В.Ф. и др. Проектирование и исследование соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Труды восьмых чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера.

Секция «Теория и конструкция летательных аппаратов». – М.: ИИЕиТ АН СССР. – 1985. – С. 45 – 51.

3. Карпов Я.С. Принципы конструирования соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1987. – С. 12 – 20.

4. Карпов Я.С., Копычко Н.П., Страшко Н.П. Конструктивно-технологические решения узлов стыковки лонжеронов, полученных намоткой-выкладкой // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тезисы докладов X Всесоюзной конференции. – Обнинск – М.: ВИМИ. – 1988. – С. 9.

5. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Несвит В.Ф. Проектирование соединений деталей из композиционных материалов с элементами продольной связи // Вопросы проектирования и производства тонкостенных силовых конструкций: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1984. – С. 9 – 12.

6. Карпов Я.С. Научные основы решения проблемы соединения высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Технологические системы. – 2000. – № 1 (3). – С. 36 – 40.

7. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Кутыинов В.Ф. и др. Распределение температурных напряжений в деталях из композиционных материалов // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тез. докл. IX Всесоюзной конференции. – Обнинск, 1984. – С. 11.

8. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Учет особенностей структуры композиционных материалов в соединениях деталей // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1985. – С. 48 – 53.

9. Volkersen O. Die Nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietverbindungen mit Konstanten Laschenquerschnitten // Luftfahrt-forschung, 1938. Band 15, 20 Januar, Lfg. 112.

10. Volkersen O. Recherches sur la theorie des assemblages colles // Constructions metalliquess. – 1965. – № 4. – P. 12 – 18.

11. Карпов Я.С., Локтионов В.Д. Исследование физико-механических свойств волокнистого композиционного материала в окрестности крепежного элемента // Проектирование элементов конструкции летательных аппаратов: Сб. научн. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1988. – С. 23 – 29.

12. Карпов Я.С., Локтионов В.Д. Деформативные свойства соединения деталей из композиционных материалов с крепежными элементами // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических мате-

риалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тезисы докладов XII Всесоюзной конференции. – Обнинск, 1990.

13. Страшко Н.П. Проектирование и расчет на прочность соединительного фитинга // Вопросы проектирования и технологии производства конструктивных элементов летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1986. – С. 23 – 26.

14. Страшко Н.П. Проектирование и испытание соединений деталей из композиционных материалов с непрерывными волокнами // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1983. – Вып. 4. – С. 12 – 15.

15. Карпов Я.С., Макаренко В.А., Марченко В.Г. Исследование анизотропии прочности композиционных материалов на смятие крепежными элементами // Расчет и проектирование конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1989. – С. 82 – 91.

16. Локтионов В.Д. Расчетно-экспериментальное определение коэффициента податливости крепежных микроэлементов в соединениях из композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов // Студенческая НТК по проблемам экономии энергетических, материальных и трудовых ресурсов: Тез. докл. – Новосибирск, 1990. – С. 38.

17. Карпов Я.С. Решение фундаментальной задачи проектирования структуры композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 2001. – Вып. 27 (4). – С. 18 – 25.

18. Карпов Я.С. Теория оптимизации структуры пакета слоев композиционного материала // Технологические системы. – 2002. – № 4 (15). – С. 42 – 46.

19. Карпов Я.С., Гагауз П.М., Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование структуры композиционного материала панелей обшивки крыла летательного аппарата // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 16. – С. 40 – 44.

20. Карпов Я.С. Оптимизация структуры композиционного материала панелей летательных аппаратов при ограничениях по прочности, устойчивости, прогибу // Проблемы прочности: Международ. научн.-техн. журнал. – 2004. – № 6 (372). – С. 33 – 47.

21. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.

22. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. – М.: Физматгиз, 1967. – 320 с.

23. Гольденблат И.И., Копнов В.А. Критерии прочности и пластичности конструкционных материалов. – М.: Машиностроение, 1971. – 312 с.

24. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов: Учебн. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 122 с.
25. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.
26. Карпов Я.С., Ставиченко В.Г. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 2 (10). – С. 5 – 10.
27. Карпов Я.С. Методика проектирования лонжеронного крыла из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1998. – Вып. 6. – С. 195 – 204.
28. Гагауз Ф.М. Проектирование многолонжеронного крыла из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 2 (18). – С. 28 – 32.
29. Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование сечения лонжеронного крыла из композиционных материалов // *Міжнародна науково-технічна конференція «Молода наука Харківщини»*. – Х.: Харьк. нац. ун-т, 2004.
30. Сидоренкова М.А. Построение оптимизированного режима отверждения при формировании изделий из полимерных композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов* – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1997. – С. 28 – 32.
31. М.А.Шевцова, А.А. Вамболь. Определение скорости разогрева при формировании изделий из полимерных композиционных материалов// *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 35 (4). – С. 104 – 107.
32. Вамболь А.А. О возможностях проектирования процесса отверждения при производстве изделий из композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 26(3). – С. 137 – 139.
33. Композиционные материалы: Справочник. / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
34. Тараненко И.М. Оценка температурных напряжений в профилях из композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 2000. – Вып. 20. – С. 70 – 74.

Поступила в редакцию 5.04.2005

УДК 338.45.01

А.И. Бабушкин, В.Н. Гавва*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ
УКРАИНЫ В ЗЕРКАЛЕ ПРОБЛЕМ МИРОВОЙ ЭКОНОМИКИ**

Статья посвящена общим проблемам мировой экономики и подходам к формированию стратегии развития экономического потенциала Украины, приоритетам задач в системе международного разделения труда.

экономика, глобализация, аэрокосмическая отрасль, стратегия развития

Введение

Формирование концептуальных основ развития любого государства должно базироваться на четком понимании тенденций развития мировой экономики и взаимного влияния экономик разных стран, на анализе и оценке своего ресурсного потенциала и возможностей, на поиске приоритетных отраслей и производств, способствующих достижению стратегических целей государства, на тщательных экономических обоснованиях политических, технических, хозяйственных и инвестиционных решений.

Постановка задачи

Современный этап развития мирового сообщества характеризуется множеством проблем социального, экономического и экологического характера, выдвигаемых научно-техническим прогрессом, развитием производительных сил и производственных отношений, развитием информационных технологий. В этой связи перспективы развития экономики Украины следует рассматривать через призму проблем и тенденций той макросреды, в которой происходит взаимодействие экономических систем национального уровня, т.е. с учетом проблем развития мировой экономики.

Результаты исследования

Современное состояние и дальнейшее развитие мировой экономики неразрывно связано с теми процессами, которые имели место в конце XX столетия и продолжаются в наступившем XXI столетии.

Научно-технический прогресс (НТП) внес значительные изменения в сферу создания новых средств производства, средств потребления и в разработку новых высокоэффективных технологий. Основой создания принципиально новых видов продукции стали новые достижения науки в естествознании, разработка высокопрочных термостойких и надежных конструкционных материалов на основе полимеров, композитов, керамики и легирования стали. Эти и другие достижения НТП существенным образом изменили конструкционные и эксплуатационные характеристики многих новых изделий, повысили их экономическую эффективность. Новые искусственные материалы позволили решить такие технические проблемы, как создание сверхзвуковых, гиперзвуковых и космических летательных аппаратов, открывающих перспективы освоения космического пространства и использования новых технологий и производств в условиях невесомости; создание быстродействующей компьютерной техники и систем телекоммуникаций, коренным образом изменяющих производственные процессы и участие в них человека [1].

Новые технологии, основанные на использовании экстремальных физических, биологических и химических явлений, таких как сверхнизкотемпературные процессы, ионно-плазменные и лазерные процессы, сверхвысокие давления при обработке материалов и др., существенным образом изменили облик производства продукции. Внедрение новых технологий сопровождалось применением принципиально отличных от предшествующих средств производства: оборудования с числовым программным управлением, роботов и робототехнических средств, позволяющих перейти к гибким производственным системам, к «безлюдной технологии» и к интегрированным производственным системам.

Автоматизация процессов создания, производства и эксплуатации продукции оказывает на экономику существенное влияние.

Автоматизация процессов, с одной стороны, повышает производительность труда всех категорий работающих и позволяет ускорить процесс разработки, изготовления и наращивания объемов производства необходимой продукции, позволяет увеличить рост экономического потенциала общества. С другой стороны, автоматизация процессов потребовала значительных затрат на создание средств автоматизации (по причине их интеллектуальной и технической сложности) при одновременном снижении численности производственных рабочих. Автоматизация производства уменьшает количество рабочих мест, порождает снижение занятости трудоспособного населения и способствует безработице и социальной напряженности в обществе.

Под влиянием НТП произошли большие сдвиги в соотношении элементов производительных сил общества: углубились противоречия между развитием средств производства и развитием людей, занятых в производстве.

Капиталовложения в развитие средств производства значительно превышают затраты на развитие человека, как активного участника создания материальных и духовных ценностей общества. Сегодня в мире нарастает понимание необходимости все большей ориентации на удовлетворение потребностей людей в виде предоставления социальных и материальных услуг. Эти усилия должны быть направлены на:

- поддержание воспроизводства населения (создание нормальных жизненных условий, улучшение здравоохранения, пенсионного обеспечения, физического и культурного развития);
- повышение квалификации трудоспособных слоев населения (создание условий получения соответствующего образования, повышения квалификации по избранной специальности и переквалификации в связи с изменившимися экономическими условиями);
- рост культурного и интеллектуального уровня населения (создание условий доступа к достижениям науки, искусства и культуры через новые компьютерные и телекоммуникационные средства информации).

Современная экономика не может развиваться без наращивания человеческого потенциала, уровень которого зависит от уровня финансиру-

ния науки, образования, здравоохранения, культуры и условий жизни человека.

Научно-технический прогресс вывел человеческое сообщество на новую ступень развития – на создание постиндустриальной информационной стадии экономики, на создание экономики знаний.

В мировой экономической системе на новый уровень вышел процесс интернационализации и глобализации производительных сил. Интернационализация и глобализация современного развития вышли за рамки отдельных стран за счет интеграционных процессов и создания на их основе Транснациональных корпораций (ТНК), Транснациональных банковских объединений (МВФ, ЕБРР) и других наднациональных и международных организаций и объединений.

Процессы, происходящие в экономической жизни мирового сообщества сегодня, имеют не только позитивные последствия, но и порождают ряд новых негативных проблем мирового и регионального уровней:

- значительными темпами и часто расточительно вырабатываются и истощаются природные ресурсы, как главные источники создания всех материальных ценностей общества;
- катастрофически остро стоит проблема обеспечения энергоресурсами всего мирового хозяйства;
- нарастает глобальная экологическая нагрузка на окружающую среду по причине интенсивного развития производств, в том числе вредных;
- остается нерешенной проблема огромных затрат на производство вооружений, на оборону, на борьбу с международным терроризмом;
- большое количество населения земного шара живет за чертой бедности, в условиях экономической отсталости отдельных стран и целых регионов, в условиях нехватки продовольствия и пресной воды.

Эти и многие другие проблемы требуют для своего решения совместных усилий человеческого сообщества и огромных затрат на их преодоление.

Проблемы, стоящие перед всеми странами, в том числе странами СНГ, в значительной степени касаются и Украины.

Экономика Украины находится в состоянии переходного периода, характеризующегося революционной ломкой прежней отлаженной нормативно-правовой системы планового ведения хозяйства и поиском путей вхождения в мировое рыночное пространство. Здесь свою роль должны сыграть наукоемкие и высокотехнологичные производства, которыми сегодня владеет Украина [2].

Высокотехнологическая и наукоемкая аэрокосмическая отрасль требует особого отношения к методологическому, нормативному и правовому обеспечению ее деятельности.

Выбор стратегического направления развития этой отрасли, которое бы учитывало процессы происходящие в мировой экономике – важнейшая государственная задача. Не случайно в число приоритетных направлений инновационной деятельности Украины входит развитие и производство современной ракетно-космической и авиационной техники (см. ст. 8 [3]).

Для решения этой государственной задачи нужно не только исследовать проблемы, имеющие место на современном этапе развития отрасли и экономики Украины. Нужно оценить перспективы развития аэрокосмической отрасли Украины в тесном единении с процессами, происходящими как в национальной экономике в целом, так и в мировой экономике, где протекают сегодня мощные интеграционные процессы.

Разработка стратегии и обоснование необходимых интеграционных мероприятий, направленных на преодоление кризиса в авиастроении и сопредельных областях машиностроения Украины, исследование перспектив развития отрасли, путей совершенствования финансово-хозяйственной деятельности предприятий и повышение конкурентоспособности отечественной техники, должно стать основой для выработки долгосрочной политики государства.

Основную последовательность задач на этом пути можно сформулировать так:

- анализ проблем и перспектив развития аэрокосмической отрасли в Украине в условиях глобализации мировой экономики, на основе исследования тенденций и состояния национального и мирового авиастроения и ракетостроения;

- анализ путей развития и разработка стратегии развития аэрокосмической отрасли Украины в XXI веке с учетом международного разделения труда и процессов глобализации;
- разработка рекомендаций и методик решения задач, связанных с развитием аэрокосмической отрасли Украины и повышением эффективности производства.

Поскольку связь экономик отдельных стран, интеграционные процессы, международное разделение труда и процессы глобализации мирового хозяйства являются факторами, которые влияют на все сферы хозяйственной деятельности Украины, то нужно обязательно исследовать истоки системного кризиса в экономике с учетом этих факторов. Это позволит найти пути и разработать стратегию развития аэрокосмической отрасли Украины в XXI веке, отобразить проблемы других высокотехнологичных отраслей экономики Украины.

Решению вышеперечисленных задач посвящена научная работа профессорско-преподавательского состава и аспирантов кафедры экономики в рамках госбюджетной НИР Г601-35/2003 “Стратегия разработки и производства авиационной техники в Украине в условиях глобализации мировой экономики” (ГР №0103U004031). Ряд методических разработок кафедры используется в учебном процессе подготовки квалифицированных кадров для аэрокосмической отрасли Украины и может быть внедрен на предприятиях. Например: Методика оценки технологических ресурсов и производственной структуры предприятия; Методика оценки потенциала предприятия и отрасли; Концепция консолидации самолетостроительных предприятий и создания единого комплекса по производству самолетов в Украине.

Заключение

Должна быть выработана новая парадигма развития мирового сообщества. “Общество потребления” и “технократия” должны быть трансформированы в общество гармоничного и духовного развития, где главенствующую роль играет экономика знаний и человеческие ценности. В

этой связи все сферы и отрасли экономики Украины, где используются наукоемкие технологии, должны находиться под особым вниманием государства, т.к. это мост в будущее и возможность для Украины занять достойное место в международной системе разделения труда. Капиталовложения в науку должны быть подняты до уровня развитых стран (2 ... 3% от ВВП).

Важнейшей должна стать задача развития личности, интеллектуального потенциала и совершенствования системы подготовки кадров. Необходимо повысить роль и качество экономического образования инженерных кадров, как и понимание того, что сегодня инженерные решения в первую очередь должны базироваться на экономической целесообразности и экспертизе, а не определяться только техническими возможностями современного производства [4].

Задачами общенационального значения должны стать проблемы развития таких сфер жизни общества, как наукоемкие и высокотехнологичные отрасли машиностроения; транспортная система и транспортные возможности Украины; аграрный сектор и сельскохозяйственный потенциал, проблемы качества и конкурентоспособности отечественной продукции.

Литература

1. Бабушкин А.И. Экономика предприятия: Учеб. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “ХАИ”, 2003. – 449 с.
2. Гавва В.М. Інновації в Україні: стан і проблеми // Вчені записки: Наук. журнал Харківського інституту управління. – Х.: ХІУ, 2003. – Вип. 11. – С. 21 – 27.
3. Закон Украины № 433 от 16.01.2003 г. “О приоритетных направлениях инновационной деятельности”.
4. Гавва В.М. Підготовка фахівців в світлі інноваційного шляху розвитку економіки України // Вісник Національного технічного університету “ХПІ”. Темат. випуск ”Технічний прогрес і ефективність виробництва”. – Х.: НТУ “ХПІ”, 2003. – Вип. 20, т. 1. – С. 214 – 216.

Поступила в редакцию 13.04.2005

УДК 621.9

Г.І. Костюк

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»

ІСТОРІЯ, СЬОГОДЕННЯ ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ НАУКОЄМНИХ ТЕХНОЛОГІЙ НА КАФЕДРІ РОБОТОТЕХНІКИ

В статті розглянуті існуючі та перспективні наукоємні технології на кафедрі робототехніки, а також наведена історія кафедри з початку її існування. Наведені наукові розробки кафедри.

робототехніка, наукоємні технології

Вступ

Кафедра робототехніки на протязі свого існування трансформувалася, зважаючи на наукові та освітні досягнення.

Так, кафедра різання металів та верстатів, пізніше фізико-технічних основ обробки конструкційних матеріалів, а в останній час – робототехніки була створена з моменту організації ХАІ і з травня 1930 року вела навчальний процес по дисциплінах обробки матеріалів різанням, по ріжучим інструментам і металорізальним верстатам та автоматизації виробничих процесів.

З часу організації і до вересня 1955 р. кафедру очолював доктор технічних наук, професор Костюков Яков Харитонович. З 1955 р. по 1965 р. кафедру очолював кандидат технічних наук, доцент Турмакін Михайло Борисович. З 1965 р. по 1982 р. кафедру очолював кандидат технічних наук, професор Баєв Анатолій Кирилович, з 1982 р. по 1986 р. – ст. викладач Скорописов Валерій Прокоф'євич, а з листопада 1986 р. і по теперішній час кафедру очолює доктор технічних наук, професор, академік АІНУ і АНТКУ Костюк Геннадій Ігорович.

На протязі всіх 75 років існування кафедри усі завідувачі кафедрою, її викладацький та науковий склад приділяли увагу розвитку наукових досліджень.

1. Перші кроки становлення науки на кафедрі

Перший завідувач кафедрою, доктор технічних наук, професор Я.Х. Костюков займався науковими основами фасонного фрезерування. В 1947 р. Я.Х. Костюковим була видана монографія “Динаміка фасонного фрезерування”, яка має наукову цінність і по теперішній час [1].

На кафедрі працювали і зробили суттєвий внесок в постановку і розвиток учбово-методичної і наукової роботи професор М.М. Ламм, доценти С.І. Оврах, В.Н. Ткаченко, М.А.Зайденварг та ін.

М.М. Ламм розробив основи гідродинамічної теорії різання і запропонував нову конструкцію різців.

Починаючи з 1947 р. на кафедрі стали проводитися науково-дослідні роботи по створенню динамометрів, що використовуються при вивченні фізики процесу різання. Були створені одно-, двох-, трьох- и чотирьох-компонентні пристрої.

В цей час захистили кандидатські дисертації П.Ф. Тимофєєв, Л.Ф. Камсков, Д.І. Кондрашов. Керівник – професор Я.Х.Костюков.

З 1956 р. наукові напрямки кафедри були пов’язані з рішенням проблеми “Розробка і дослідження технологічних процесів і обладнання, що забезпечують підвищення точності обробки, можливість виготовлення деталей з нових матеріалів, механізацію і автоматизацію виробничих процесів у машинобудуванні”.

1. Дослідження і розробка пристроїв для обробки фасонних поверхонь (доц. Турмакін М.Б.).

2. Дослідження процес шліфування незкінечної абразивної стрічки (проф. Вєрезуб В.Н.).

3. Дослідження контактних явищ при процесах механічної обробки (проф. Баєв А.К.).

4. Дослідження і розробка пристроїв для механізації і автоматизації процесу заточування ріжучих інструментів (проф. Баєв А.К.).

За результатами робіт з шліфування абразивними стрічками успішно захистили кандидатські дисертації В.А. Костюрін и Г.І. Житков (керівник – проф. Вєрезуб В.Н.).

На кафедрі були розроблені різцезаточувальні верстати ПРС-1-ХАІ і ПРС-2-ХАІ, які з успіхом впроваджені на Балтійському заводі (м. Ленін-

град) і на КМЗ (м. Київ). З 1962 р. по 1982 р. на ВДНХ СРСР експонувалось 9 робіт, відмічені 18 медалями, в тому числі одна золота (А.К. Баєв), чотири срібних (Л.Ф. Камсков, В.В. Балацький, В.Є. Борцов, А.К. Баєв) і тринадцять бронзових (по дві І.Г. Матюшенко, П.С. Манжос, І.М. Кучнев, по одній В.П. Скорописов, В.В. Балацький, В.Г. Приєзжев, Л.П. Степаненко, В.Д. Проскурін, Ю.А. Деркач), а в 1980 р. кафедра представила два діючих експонати на міжнародну виставку в м. Брно (Чехословаччина). Шестеро робітників кафедри були нагороджені дипломами “Учасник міжнародної виставки”. За цей період кафедрою зроблений суттєвий внесок у розвиток експериментальних досліджень процесу різання, важливі кроки у конструювання та створення прогресивного обладнання: різцезаточувальні верстати ПРС-1-ХАІ і ПРС-2-ХАІ, та обладнання для шліфування абразивними стрічками.

2. Наукові дослідження кафедри у теперішній час

За останні п’ятнадцять – двадцять років було розширено тематику наукових досліджень, широко розвиваються нові електрофізичні технології.

З листопада 1986 року кафедру очолює доктор технічних наук, професор Геннадій Ігорович Костюк, зусиллями якого колектив кафедри направив свою діяльність як на продовження традиційних НДР, так і на розробку нових технологій і технологічних процесів та обладнання [2 – 8].

Доцент В.П. Скорописов працює в області лазерної технології по обробці високоміцної конструкційної кераміки та інших матеріалів. Власно кажучи В.П. Скорописов являється піонером в області розмірної обробки керамічних деталей направляючого апарату ГТД і турбінних лопаток.

Професор, д.т.н., академік АІНУ і АНТКУ Костюк Г.І. створив школу по іонно-променевої, лазерній, іонно-плазмовій і комбінованим технологіям та по створенню роботизованих установок для електрофізичної обробки, керує і направляє роботу великого колективу на рішення важливих народногосподарських задач нашого вітчизняного машинобудування [2 – 3].

З 1988 по 1991 р. кафедрою проводилися Всесоюзні конференції “Нові технології і робототехнічні комплекси в машинобудуванні”, а з 1992 р. – Міжнародні конференції “Нові технології в машинобудуванні” (проведено чотирнадцять конференцій з 1992 по 2004 рік), а також експертна рада

ДКНО по машинобудуванню СССР (членом якої був професор, д.т.н. Костюк Г.І.).

В 2002 році Костюк Г.І. проводить разом з німецьким професором Борном Г. Всекитайський семінар “Лазерні і комбіновані технології в машинобудуванні” м. Ухань (Китай).

Наукові напрямки, що розвиваються на кафедрі:

- створення поверхневих шарів деталей машин з прогнозованими властивостями (науковий керівник – академік АІНУ і АНТКУ, професор, д.т.н. Г.І. Костюк);

- розробка технологій і роботизованого обладнання для комбінованого зміцнення деталей і нанесення покриттів (науковий керівник – академік АІНУ і АНТКУ, професор, д.т.н. Г.І. Костюк);

- розробка фізико-технічних основ плазово-іонних, іонно-променевих, лазерних і комбінованих технологій (впроваджені НВО Ротор м. Черкаси 1990 р., впроваджуються ДП “З-д ім. Малишева”, 1993 р.) [2 – 8];

- створення роботизованих модульних трансформуючих установок комбінованого зміцнення і нанесення покриттів (впроваджена в 1993 році ДП з-д ім. Малишева, м. Харків і НВО Ротор м. Черкаси 1990 р.);

- підвищення ресурсу електродних систем електрореактивних двигунів і технологічних плазових установок (впроваджена ДКБ “Факел”, м. Калінінград – 1991 р.);

- розробка, створення і впровадження ефективного ріжучого інструмента з покриттям і зміцненим шаром (впроваджена ДП ХМЗ ФЕД – 2003 р. та впроваджується у Холдінговій компанії МЕГАПРОМ) [4];

- розробка і впровадження лазерних установок для прошивки отворів і прорізки пазів в деталях авіаційної техніки (впроваджена на ДП ХМЗ ФЕД в 2003 р.) для розмірної обробки деталей керамічного авіаційного двигуна (НДІД СРСР – 1991 р), для маркірування деталей авіадвигунів “Мотор-Січ” 1990 м. Запоріжжя) [2];

- переобладнання верстатів с ЧПК на комп’ютерне управління (ДП ХМЗ ФЕД в 2002 –2004 м., Харків);

- розробка роботизованого обладнання для фінішної обробки складно-фасонних поверхонь в машинобудуванні (науковий керівник – професор, д.т.н. Вережуб В.Н. і доцент к.т.н. Скорописов В.П.). Ця установка впрова-

джена на ФВО “Море”, м. Феодосія і у Чорноморському пароплавстві, м. Одеса;

– переобладнання парку верстатів та робототехнічних комплексів України з метою підвищення його ефективності, надійності і відповідності міжнародним стандартам (науковий керівник – академік АІНУ і АНТКУ, професор, д.т.н. Г.І. Костюк);

– розробка лазерного обладнання і технології для трьохвимірної розмірної обробки і маркірування деталей (науковий керівник – доцент, д.т.н. Скорописов В.П.).

Результати наукових розробок кафедри опубліковані більше ніж в 700 наукових працях, причому більше 180 опубліковані за кордоном: в США, Німеччині, Австрії, Нідерландах, Китаї, Болгарії, Франції, Польщі, три монографії, 30 підручників та наукових посібників (тільки за останні роки), один підручник з грифом Мін ВНЗ СРСР).

Кафедра приймає участь в міжнародних конференціях. Так, співробітники кафедри побували в США, Германії, Австрії, Нідерландах, Китаї, Болгарії, активно приймаючи участь в міжнародних конференціях і проводячи спільні роботи.

В останній час на кафедрі захищені одна докторська дисертація (проф. Верезуб В.Н.) і ряд кандидатських дисертацій (доц. Сисоєв Ю.А., Тітов О.О., Проскурін В.Д., Нечеперенко А.А., Левченко І.Г., Васильков П.М., Білоусов А.А., Баранов О.О., Руденко Н.В., Осауленко І.А., Белов М.Л. та ін.).

На кафедрі ефективно працює аспірантура (щорічно на кафедрі навчаються 7–10 аспірантів, серед яких аспірант з Йорданії Хаджем Ахмед Товалбех, один з Китаю – Син Юаньдун і з Нікарагуа – Д. Вільсон) і магістратура (магістр з Китаю – Син Юаньдун і Ірану – Якубифар Вахід).

Кафедрою випускаються наукові збірники по два – три на рік під редакцією професора, д.т.н., академіка АІНУ і АНТКУ Костюка Г.І.:

- теплофізичні процеси в авіадвигунобудуванні, 1989;
- нові технології і РТК в машинобудуванні (1990, 1 випуск);
- нові технології в машинобудуванні (1992, 1993, 1994, 1995, 1996, 1997, 1998, 1999, 2000, 2001, 2002, 2003, 2004).

Випускаються спецвипуски науково-технічного журналу “Вісті Акаде-

мії інженерних наук України” за редакцією професора, д.т.н., академіка АІНУ, лауреата державної премії України, заслуженого діяча науки і техніки України Кривцова В.С. і професора, д.т.н., академіка АІНУ і АНТКУ Костюка Г.І. (2000 і 2004 – 2 випуски).

В 2001 році професором Костюком Г.І. був підписаний договір про співробітництво з професором Хуа Лінем, Уханський політехнічний університет (КНР).

З 2005 р. планується співробітництво з Прикладним дослідницьким центром по застосуванню лазерів і плазми Старого Домініонського університету, Ньюпорт Новий, Віржинія, США (є попередня домовленість з директором центру доктором Мул С. Гупта).

В 2001 році професор Костюк Г.І. був обраний почесним професором Уханського політехнічного університету (м. Ухань, Китай) і визнаний “Людиною року” Американським біографічним інститутом (США).

Костюком Г.І. створена наукова школа по розробці фізико-технічних основ комбінованих технологій на основі плазмово-іонної, іонно-променевої і світлопроменевої обробки. Школа професора Костюка Г.І. опублікувала більше 700 наукових робіт, активно приймає участь в міжнародних конференціях і симпозіумах: з VII по XXI Симпозіум по розряду і електроізоляції в вакуумі (які проходили в Новосибірську – Росія, Парижі – Франція, Ейндховені – Нідерланди, Дармштаді і Берліні – Германия, Альбукерке і Берклі – США, Сичуані – Китай, Ялті – Україна і в інших містах). Конференції “Теорія використання іонізованого газу” (Берлін – ГДР, Мінськ – СРСР), Міжнародна конференція “Модифікація поверхні матеріалів потоками іонів” (Сан Антоніо – США, 2003 р.). Єврофізична конференція з фундаментальної фізики (Аахен – Германия, 2002 р.), 9-а Міжнародна конференція з плазмової інженерії поверхні (Гармиш-Партенкірхен, Германия, 13 –17 вересня 2004 р.) і інших міжнародних конференціях.

На основі наукових досліджень кафедри у теперішній час на кафедрі видано 15 підручників і навчальних посібників: один з грифом Мінвуза СРСР “Фізичні основи стійкості електродів плазмових прискорювачів і технологічних плазмових пристроїв” – Харків, 1986, 207 с. (автори – Г.І. Костюк, Н.В. Белан і Є.П. Мишелов) і підручники “Роботизовані тех-

нологічні комплекси” – Харків, “Антиква”, 2003, 214 с. (автори Г.І. Костюк, О.О. Баранов, І.Г. Левченко, В.А. Фадєєв), “Промислові роботи” – Харків, видавництво ХАІ, 2003, 112 с. (автори Г.І. Костюк, І.Г. Левченко), “Фізичні основи створення ефективних електронних, іонних і плазмових технологій” – Харків, видавництво ХАІ, 1988, 92 с. (автори Г.І. Костюк, Мишелов Є.П.) і “Плазмове напилення при виробництві авіаційної техніки і ріжучого інструменту” – Харків, видавництво ХАІ, 1988, 104 с. (автори Г.І. Костюк, Аксьонов І.І., Приєзжев В.Г., Хороших В.М., Цибін А.С.), які в теперішній час користується заслуженою увагою у науковців, викладачів і студентів.

У теперішній час на кафедрі опубліковано більше 700 наукових робіт (Костюком Г.І. більше 500), більше 180 з них опубліковані в міжнародних видавництвах. Ці роботи знають в США, Німеччині, Австрії, Голландії, Китаї, Болгарії, Японії, Франції, Росії, опубліковано три монографії.

В рецензії д.т.н., зав. відділом Інституту надтвердих матеріалів НАНУ України, генерального директора Асоціації технологів-машинобудівників України Кліменко С.А. на книги: Костюка Г.І. “Фізико-технічні основи напилення покриттів, іонної імплантації і іонного легування, лазерної обробки і зміцнення, комбінованих технологій в двох книгах – Харків. Антиква, 2002. – Книга 1. – Фізичні процеси плазмово-іонних, іонно-променевих, світло-променевих і комбінованих технологій, 588 с.; Книга 2. – Довідник для розрахунку основних фізичних і технологічних параметрів, оцінка можливостей і вибору типу технологій і обладнання, 442 с.; і Костюк Г.І. “Ефективний ріжучий інструмент з покриттям і зміцненим шаром: Довідник. – Київ, Видавництво АІНУ, 2003, 412 с – охарактеризовані як “Енциклопедія по технологіям модифікування і зміцнення матеріалів”. В заключення рецензії С.А. Кліменко пише: “По сукупності розглянутих питань, об’єму теоретичних і експериментальних матеріалів, даних по їх практичному використанню, вказані книги представляють собою унікальну енциклопедію по модифікуванню і зміцненню матеріалів, подібних якій в теперішній час не існує і очікувати в майбутньому не приходится” – “Інструментальний світ”, науково-технічний журнал № 2 (18), 2003, С. 25 – 26.

Кафедра активно працює з аспірантами і докторантами. Під керівництвом Г.І. Костюка захищені 14 кандидатських дисертацій і одна док-

торська. У теперішній час на кафедрі два докторанта і сім аспірантів (два з далекого зарубіжжя: один з них Тавалбех Хаджем Ахмед – громадянин Йорданії і другий – Син Юаньдун – громадянин Китаю).

Кафедра активно приймає участь в науковому житті України. Так, з 1984 року Г.І. Костюк являється членом спеціалізованих рад із захисту докторських дисертацій в ПМаші АН УРСР (НАНУ), ХАІ і ХПІ.

З 1992 року (з початку становлення ВАК України) по 1999 рік зав. кафедрою працює експертом Експертної ради ВАК по машинобудуванню. У 1991 році він обирається академіком Академії інженерних наук України і членом бюро відділення машинобудування і прогресивних технологій цієї академії, а в 1993 році стає академіком Академії наук технологічної кібернетики України. З 2002 року по теперішній час експерт Експертної ради ВАК України “Електротехніка і енергетика”. В 2001 році Костюк Г.І. обирається почесним професором Уханьського політехнічного університету (Китай), де він читав лекції, і “Людиною року” Американським біографічним інститутом (2001 та 2004 р.р.).

Зав. кафедрою є членом оргкомітетів великої кількості конференцій, а також членом редакційної колегії журналів: “Фізична інженерія поверхні”; “Обладнання і інструмент”; “Авіаційно-космічна техніка і технологія”.

У 2005 році вийдуть із друку навчальні посібники:

1) Г.І. Костюк "Технологічні робототехнічні комплекси для електрофізичної обробки" – Х., 2005, 148 с.;

2) Г.І. Костюк, О.О. Баранов, І.Г. Левченко, М.В. Романов "Технологічні робототехнічні комплекси для механічної обробки" – Х., 2005, 165 с.

3. Наукові розробки кафедри

На кафедрі у останні роки було розроблено конструкцію та створено лабораторну багатофункціональну модульну вакуумну установку, що трансформується, для нанесення покриттів та комбінованого зміцнення деталей та різального інструменту.

Установка дозволяє:

- одержувати моно- та багатошарові покриття з металів, нітридів, карбідів, карбонітридів та оксидів товщиною від 0,5 до 70 мкм;
- підвищувати зносостійкість деталей у 2 – 20 разів;

- одержувати мікротвердість до 50 ГПа;
- зменшувати коефіцієнт тертя від 1,2 до 2 разів при високих температурах (до 1000 К);
- підвищити стійкість різального інструменту у 3 – 27 разів.

Установка забезпечує:

- високу продуктивність при нанесенні зносостійких, захисних та декоративних покриттів;
- зміцнення методами іонної імплантації та іонного легування, лазерної та комбінованої обробки;
- забезпечити високу автоматизацію технологічного процесу та отримання стабільних характеристик зміцнених деталей.

Так, на рис. 1 надана фотографія лабораторної модульної установки, що трансформується, для нанесення деталей та різучого інструменту на якій були підтверджені високі якісні характеристики наведені раніше.

Співробітниками кафедри та колективом конструкторів під керівництвом О.В. Пилініна була сконструйована багатофункціональна модульна вакуумна установка, що трансформується, для нанесення покриттів та комбінованого зміцнення (БМТВУНПКЗ), технічні характеристики якої наведені у табл. 1.



Рис. 1. Лабораторна модульна установка, що трансформується, для нанесення покриттів та комбінованого зміцнення деталей та різучого інструменту

Таблиця 1

Технічні характеристики БМТВУНПКЗ

Характеристики установок	Типи установок		
	1	2	3
1	2	3	4
Продуктивність при зміцненні РІ, шт./годину	1100	2200	3300
свердел Ø 5 мм	1100	2200	3300
свердел Ø 10 мм	600	1200	1800
пластини 2,7 × 12,7	700	1400	2100
дискові фрези Ø 60 мм	380	780	1140
Ресурс роботи до кап. ремонту	8	8	8
Площа активної зони напилення під випарувачем, см ²	350 – 50	350 – 50	350 – 50
загальна	1500–6000	3000 – 1200	4500 – 1800
Площа обробки іонним легуванням під одним імплантером, см ²	80		
загальна	80 – 160	160 – 320	320 – 480
Під одним дуоплазматроном, см ²	16		
загальна	16 – 32	32 – 64	64 – 96
Кількість випарувачів, шт.	2 – 6	4 – 12	6 – 18
Кількість імплантерів, шт.	1 – 2	2 – 4	4 – 6
Кількість лазерів, шт.	1	2	3
Час досягнення вакууму, хвилин	17 – 20	22 – 25	25 – 30
Удільна матеріалоемність, кг/шт.	1,8 – 2,05	1,7 – 1,9	1,6 – 1,75
Продуктивність обробки: нанесення покриття, мкм/годину	16 – 35	16 – 35	16 – 35
імплантація та іонне легування: імплантером	$(0,5-2) \cdot 10^{23}$	$(1-4) \cdot 10^{23}$	$(1,5-6) \cdot 10^{23}$
дуоплазматроном	$(1-4) \cdot 10^{23}$	$(2-8) \cdot 10^{23}$	$(3-12) \cdot 10^{23}$
лазерного зміцнення, см ² /годину:			
лазер ГОІ – 16	250 – 5500	500 – 11000	750 – 16500
лазер ГОІ – 100	600-140000	12000-28000	18000-42000

На рис. 2 наведена базова конструкція БМТВУНПКЗ установки, на рис. 3 – макетна шахтна компоновка БМТВУНПКЗ. Конструкція БМТВУНПКЗ для обробки довгомірних деталей наведена на рис. 4, а конструкція камери БМТВУНПКЗ для двостороннього нанесення покриттів на металеві та діелектричні стрічки – на рис. 5.

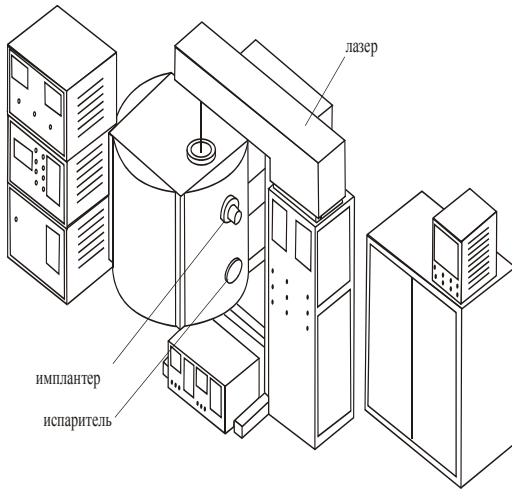


Рис. 2. Базова конструкція
БМТВУНПКЗ установки

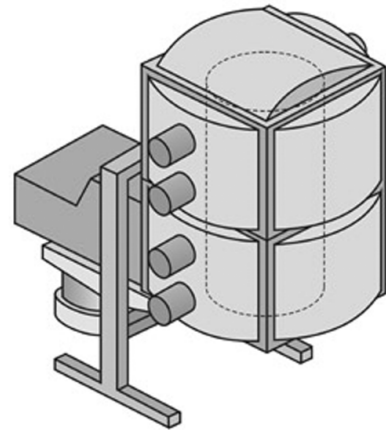


Рис. 3. Шахтна компоновка
БМТВУНПКЗ

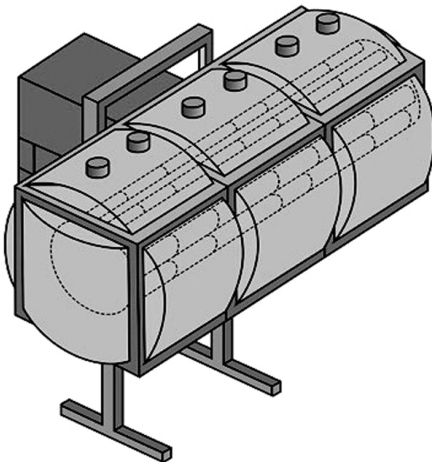


Рис. 4. Конструкція БМТВУНПКЗ
для обробки довгомірних деталей

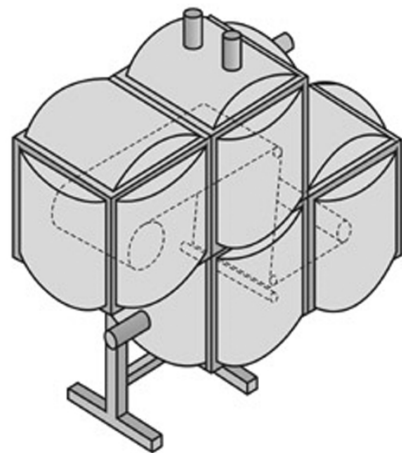


Рис. 5. Камера БМТВУНПКЗ для
двостороннього нанесення покриттів
на металеві та діелектричні стрічки

Комп'ютеризована лазерна технологічна установка для прошивання отворів та прорізання пазів (розробка професора Г.І. Костюка, доцента В.П. Скорописова та старшого викладача Л.П. Степаненко).

Установка дозволяє обробляти отвори малого діаметру 0,2 ... 0,8 мм та прорізати пази завдовжки 0,2 ... 0,8 мм у тонкостінних циліндричних деталях.

Вона сконструйована на базі токарного верстата ТПК-125, лазера „Квант 15” та комп'ютера IBM 586, та наведена на рис. 6.

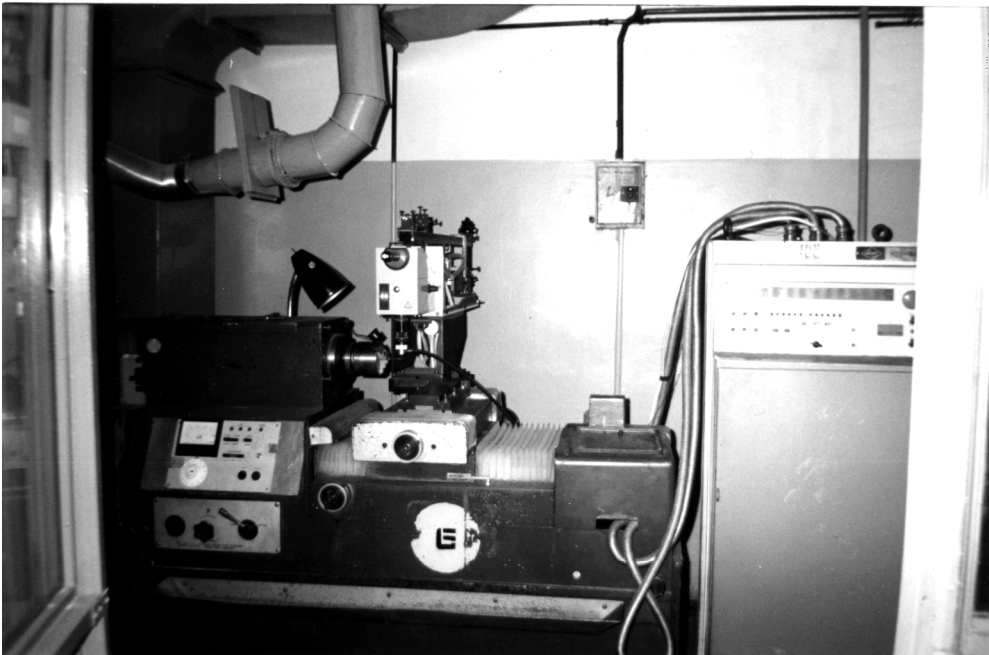


Рис. 6. Комп'ютерна лазерна установка для прошивки отворів та прорізу пазів

Комп'ютерна програма дозволяє оптимізувати параметри системи для одержання максимальної продуктивності, так ця установка довела високу продуктивність при прошивки отворів діаметром 0,3 мм, так 140 отворів виконано за 6 хвилин.

Лазерна установка для маркерування деталей авіадвигунів (розроблена доцентом В.П. Скорописовим та старшим науковим співробітником В.В. Борцовим).

Завдяки розробці системи обертання лазерного променя забезпечено високу якість зображення інформації на деталях при малих шарах, зазна-

ючих температурний вплив (до 0,5 мкм). Впроваджено на ОАО Мотор-Січ десять установок.

Лазерна установка для трьохвимірної обробки деталей керамічного ГТД з надтвердої температуростійкої кераміки (розроблена доцентом В.П. Скоропівим, старшим викладачем Л.П. Степаненко та науковим співробітником В.В. Борцовим).

Установка виконує тривимірну обробку кілець соплового апарату, конструкційних елементів лопаток та елементів лопаток турбін. Її фотографія наведена на рис. 7, фрагмент її при обробці деталей направляючого апарату з надтвердої температуростійкої кераміки – на рис. 8.

Установка забезпечує продуктивність 6 – 20 мм³/хвилину, шорсткість не вище $R_z = 1,25$ мкм. Вона була впроваджена у програму „Авіадвигун 92” у Науково-дослідному інституті двигунобудування.

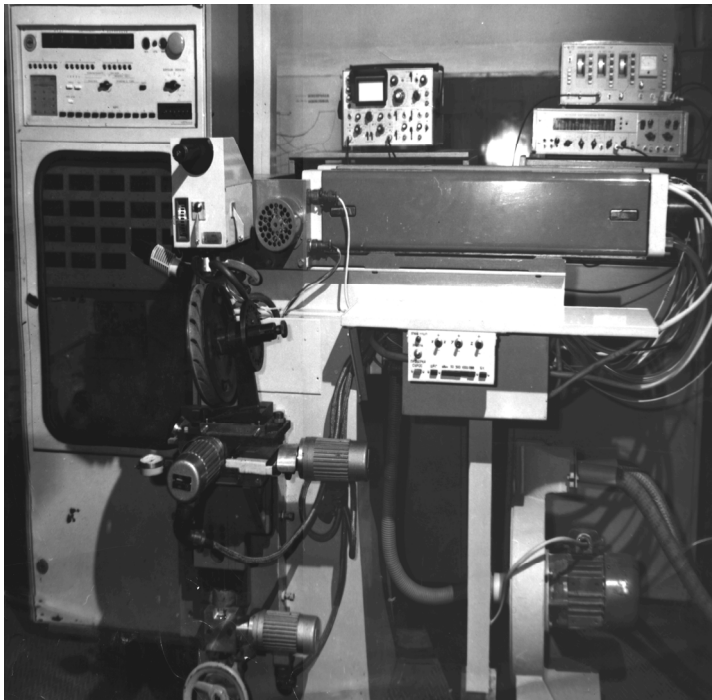


Рис. 7. Лазерна установка для трьохвимірної обробки деталей керамічного ГТД з надтвердої температуростійкої кераміки

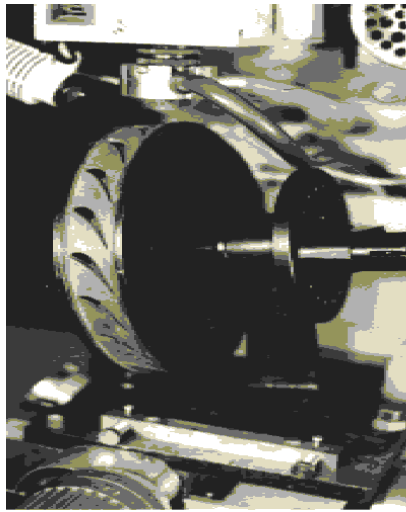


Рис. 8. Фрагмент лазерної установки для трьохвимірної обробки деталей керамічного ГТД з надтвердої температуростійкої кераміки

Лазерна установка для обробки ріжучих пластин із полікристалічних надтвердих матеріалів (ПНТМ) (розробник доцент В.П. Скоропісов)

Розроблена установка для обробки ПНТМ: АРК, АРВ, карбоніт, ельбор-Р, тексаніт-Р та ВОК 63. Досягнута продуктивність обробки від 6,6 до 15,09 мм³/хвилину, досягнута точність від jT 8 IT 12 при шорсткості 4 – 7 мкм. Лазерна установка зображена на рис. 9 та робочий стіл для обробки ріжучих інструментів з ПНТМ – на рис. 10.



Рис. 9. Лазерна установка для обробки ріжучих пластин із полікристалічних надтвердих матеріалів (ПНТМ)

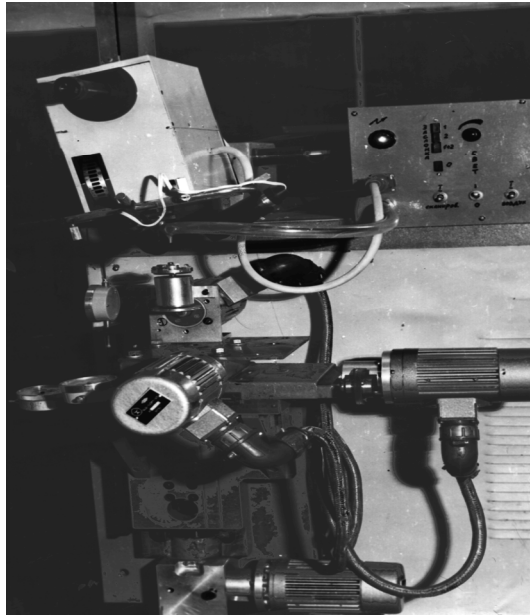


Рис. 10. Робочий вузол установки для обработки
ріжучих інструментів із ПНТМ

Ця робота впроваджена у Інституті надтвердих матеріалів НАНУ.

У цей час ведуться роботи по впровадженню установки для нанесення рівнотовщинних покриттів, по модернізації вакуумних установок для нанесення покриттів, швидкому азотуванню та зміцненню ріжучого інструменту, а також переобладнанню верстатів з ЧПК на комп'ютерне керування.

Перспективи

Кафедра має перспективи провадження своїх розробок у Китаї, США. На цей час розроблені концепції створення гнучких технологічних систем високої та надвисокої продуктивності. Такі елементи якої, як створення ефективного ріжучого інструменту та вибору найбільш продуктивних методів, та режимів механічної обробки вже втілюються у життя. Також є можливість переобладнання парку верстатів України на комп'ютерне керування та підвищення концепції обробки деталі завдяки застосуванню додаткових супортів, оброблювальних та агрегатних головок.

Література

1. Костюков Я.Х. Динамика фасонного фрезерования. – Л.: Машгиз, 1947. – 171 с.
2. Костюк Г.И. Физические процессы плазменно-ионных, ионно-лучевых, плазменных, светолучевых и комбинированных технологий. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Кн. 1. – Х.: Изд. АИНУ, 2002. – 587 с.
3. Костюк Г.И. Справочник для расчета основных физических и технологических параметров, оценки возможностей, выбора типа технологий и оборудования. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Кн. 2. – Х.: АИНУ, 2002. – 441 с.
4. Костюк Г.И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем. – К.: АИНУ, 2003. – 412 с.
5. Костюк Г.И., Мышелов Е.П. Физические основы создания эффективных электронных, ионных и плазменных технологий. Учебное пособие Минвуз СССР. – Х.: ХАИ, 1988 – 93 с.
6. Костюк Г.И., Аксенов И.И., Приезжев В.Г. Хороших В.М., Цибин А.С. Плазменное напыление при производстве авиационной техники и режущего инструмента. Учебное пособие Минвуз СССР. – Х.: ХАИ, 1988. – 103 с.
7. Костюк Г.И., Гончаренко М.В., Сысоев Ю.А. Исследование производительности и качества нанесения покрытия на детали авиадвигателей и режущий инструмент. – Х.: ХАИ, 1990. – 67 с.
8. Костюк Г.И. Перспективы и реальность применения комбинированных технологий упрочнения и нанесения покрытий для упрочнения деталей машиностроения и в инструментальном производстве // Физическая инженерия поверхности. – Вып. 3 – 4. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т „ХАИ”, 2003. – С. 118 – 159.

Надійшла до редакції 13.04.2005

УДК 539.3:534.1:629.7.02

В.С. Кривцов, С.А. Халилов, В.Б. Минтюк

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

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ СИЛОВОГО КЕССОНА КРЫЛА МЕТОДОМ ИДЕНТИФИКАЦИИ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ

Дано решение развиваемым авторами методом весьма важной для самолетостроения достаточно сложной задачи устойчивости тонкостенной пространственной системы, моделирующей силовой кессон крыла. Идея метода четко прослежена благодаря последовательному выполнению трех его основных этапов. Показано, что нарушение или заглубление действительных краевых условий элементов системы может привести к значительным ошибкам в определении критического параметра нагрузки. Эффективность метода обоснована путем сравнения с данными, полученными по методу конечных элементов.

силовой кессон крыла, краевые условия, метод конечных элементов

Введение

В механике деформируемого твердого тела проблема устойчивости и колебаний наиболее остро стоит при изучении поведения под нагрузкой разветвленных тонкостенных пространственных систем, к которым относятся, прежде всего, конструкции аэрокосмических техники, особенно большегрузных самолетов, в создании которых Украине принадлежит ведущее положение в мире.

К настоящему времени в рамках двух исторически сложившихся направлений исследования в этой области [1, 2], отличающихся как строгостью и теоретической обоснованностью, так и своими приверженцами, данная проблема далека от своего разрешения.

Даже ретроспективный взгляд на историю науки позволяет обнаружить сочетание непрерывного и скачкообразного ее развития. Причем, непрерывность относится к установлению основ научного направления, а скачкообразность – к его методам. По крайней мере, так обстояло и обстоит с наукой о деформировании. Примером тому могут служить метод конечно-

го элемента (МКЭ) и метод граничных интегральных уравнений (МГИУ) в различных его модификациях. На становление этих методов потребовалось более полувека, хотя история науки о деформировании берет свое начало от О. Коши и С. Пуассона.

В задачах механики деформируемого твердого тела наибольшее признание получил МКЭ, благодаря его алгоритмической простоте, что важно для инженеров, и глубокой теоретической проработке усилиями выдающихся математиков современности. Однако МКЭ присущ каскад общеизвестных недостатков, наиболее остро ощущаемых в задачах устойчивости и колебаний. Приложение же МГИУ в отмеченных задачах наталкивается на принципиальные трудности.

Метод идентификации краевых условий (МИКУ), которому посвящена настоящая работа, в отличие от других методов, используемых для расчетов составных конструкций, позволяет исследование совокупности краевых задач для отдельных элементов с внутренними краевыми условиями (условиями перехода, "склейки") заменить исследованием одной краевой задачи для выделенного по произволу элемента (блока) с полным учетом условий упруго взаимодействия со всей системой. Иными словами, выделенный по произволу элемент погружается в некую упругую среду, свойства которой необходимо выяснить (идентифицировать).

Метод впервые был применен в 1991 году при решении практически важной проблемы, возникшей в АНТК "Антонов" при проектировании новой авиационной техники.

Основные положения метода были обозначены в работах [3, 4], идея метода с достаточной полнотой прослежена в работе [1]. Сегодня с уверенностью можно сказать, что метод прошел стадию обоснования, впереди – этап формализации, становления и развития метода как "вглубь", так и "вширь".

1. Основные положения метода и этапы его реализации

Укрупнено основные положения метода таковы:

1. Согласно общей теории системного анализа, изучение свойств и эволюции сколь угодно сложной системы принципиально возможно проводить поблочно (поэлементно).

2. На смежных границах блоков (элементов) системы имеют место условия сопряжения (перехода, "склейки"): кинематические и статические, ответственные за условия непрерывности и равновесия соответственно. Между граничными функциями обобщенных перемещений и обобщенных сил существует взаимнооднозначное соответствие.

3. Коль скоро указанное соответствие установлено, задача исследования всей системы редуцируется к задаче исследования выбранного ее блока.

4. Поскольку неважно, какие граничные факторы принять за независимые (перемещения или силы), то становится возможным для выбранного блока ставить задачу как в перемещениях, так и в напряжениях, что, в свою очередь, дает принципиальную возможность получения двусторонних оценок критических параметров.

Применительно к задачам упругой устойчивости метод реализуется в три этапа:

1. Определение исходного состояния, испытываемого в дальнейшем на устойчивость.

2. Постановка и решение промежуточных краевых задач с целью идентификации краевых условий для выбранного блока системы.

3. Постановка и решение собственно задачи устойчивости уже выделенного блока. Определенный здесь параметр устойчивости является параметром устойчивости всей системы.

2. Исследование устойчивости силового кессона крыла

Ниже приводится решение не тривиальной задачи устойчивости отсека кессона крыла крупнофюзеляжного самолета (рис. 1).

Пусть исследуемым блоком, который необходимо рассмотреть наиболее скрупулезно, будет нервюра. Она описывается следующими моделями теории упругости: пластина Кирхгофа (напряженно-деформированное состояние (НДС) и устойчивость стенки), балка малой кривизны (НДС и устойчивость поясов нервюры), стержень и балка (НДС стоек и устойчивость соответственно). К "отбрасываемой" части системы относятся панели, компенсаторы и (или) кницы, описываемые, хотя и упрощенными, но достаточно адекватными реальным элементам конструкции, моделями

пластины и балки переменного сечения. Граничные условия всей рассматриваемой конструкции формулируются из следующих, наиболее приближенных к действительности, предположений: выделенный отсек является одним периодом бесконечной системы, а стенки лонжеронов обладают абсолютной жесткостью в своей плоскости и абсолютной податливостью из нее.

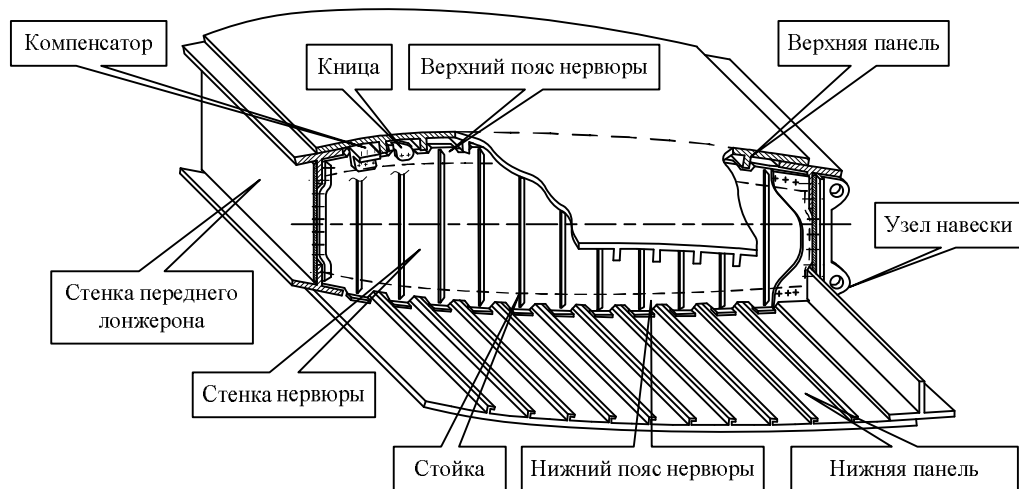


Рис. 1. Отсек кессона крыла крупнофюзеляжного самолета

Первый этап метода

Как уже было отмечено, первый этап реализации МИКУ – определение исходного НДС, – имеющий самостоятельное значение (определение прочности конструкции), характерен для всех бифуркационных задач. Определение НДС панелей тривиально – панели находятся в состоянии однородного растяжения-сжатия.

Более точное сугубо неоднородное внутреннее исходное НДС при заданном внешнем¹ (вид нагрузок может быть самым произвольным) выделяемого блока определено в работе [5].

В виду того, что неоднородность исходного поля напряжений значительно влияет на параметр устойчивости, определению этого поля уделено значительное место. Энергетическим методом определено исходное на-

¹ Внутреннее, внешнее НДС – установившаяся терминология МИКУ.

пряженное состояние для трех типов условий на прямолинейной части границы при дискретном расположении подкрепляющих элементов в области. В случае применимости конструктивно-ортотропной модели, исходное состояние определено методом разделения переменных в области в сочетании с методом ортогонализации по криволинейной границе.

На рис. 2 показаны поля нормированных к внешней нагрузке погонных усилий, неоднородность которых здесь обусловлена только видом граничных условий по линии стыковки стенки нервюры и стенки лонжеронов в соответствии с оговоренной выше моделью (сжимающая нагрузка равномерная, пояса прямолинейные, работа стоек учтена конструктивно-ортотропной моделью).

Принятые на рисунке обозначения таковы: N_x , N_y – нормальные усилия на площадках стенки нервюры, перпендикулярных оси Ox и Oy соответственно, N_{xy} – касательные усилия на тех же площадках. Остальные обозначения приведены в подрисуночной надписи.

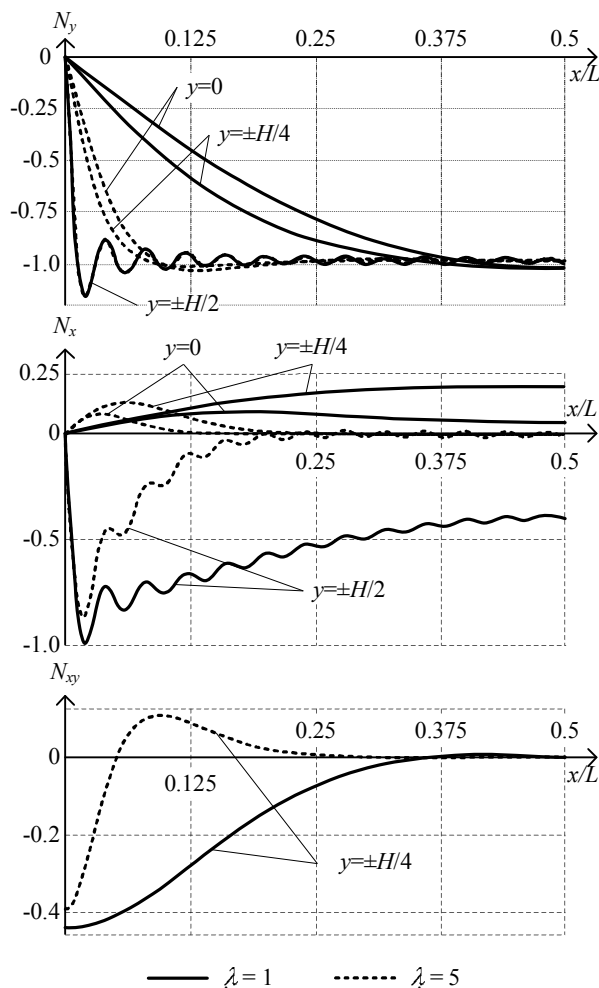


Рис. 2. Неоднородные поля погонных усилий (N_x , N_y , N_{xy}) в равномерно сжатой стенке нервюры (H – высота, L – длина, $\lambda = L/H$ – удлинение) с прямолинейными поясами

Как видно из рисунка исходное поле является сугубо неоднородным, и все погонные усилия соизмеримы. При классических граничных условиях N_x и N_{xy} отсутствуют, а $N_y = 1$. Такое распределение N_y здесь достигается только на границе $y = \pm H/2$ (при $x = 0$ и $x = L$ имеет место известное из теории тригонометрических рядов явление Гиббса). Пренебрежение неоднородностью исходного состояния может привести и приводит к большим погрешностям: при $\lambda = 1$, например, эта погрешность составляет более 20% в сторону занижения. Погрешность значительно увеличивается, если учесть неоднородность, вызванную произволом нагрузок, дискретным расположением стоек, наличием подкрепленной криволинейной границы.

Второй этап метода

Центральный этап МИКУ – определение жесткости (податливости) границы выделенного из системы блока, рассмотрен в работах [1, 6, 7], где в зависимости от условий взаимодействия нервюры и панелей построены коэффициенты жесткости с учетом преднапряженного состояния конструкции, в составе которой работает нервюра. Это взаимодействие может происходить как посредством упругих элементов (компенсаторов, книц), так и непосредственно (нервюра жестко соединена с панелями).

В первом случае решение задачи сводится к определению коэффициентов жесткости C_θ , C_w , $C_{\theta w}$, C_{kp} в соотношениях:

$$Q_k = C_\theta w_k - C_{\theta w} \varphi_k; \quad M_k = C_w \varphi_k - C_{\theta w} w_k; \quad M_{k,kp} = C_{kp} \theta_{kp}, \quad (1)$$

где Q_k , M_k , $M_{k,kp}$ – поперечная сила, изгибающий и крутящий моменты, действующие в точке соединения k -того компенсатора с нервюрой; w_k , φ_k , θ_{kp} – прогиб, угол поворота и угол закручивания стенки нервюры в этой же точке. Коэффициенты жесткости C_w , $C_{\theta w}$ и C_θ имеют следующую структуру:

$$C_w = \delta_{11} / \Delta; \quad C_{\theta w} = \delta_{12} / \Delta; \quad C_\theta = \delta_{22} / \Delta,$$

где $\Delta = \overline{\varphi_0} (\overline{w_Q} + a^2 \overline{\varphi_M} - 2a \overline{\varphi_Q}) + (\overline{w_Q} \overline{\varphi_M} + \overline{\varphi_Q}^2)$; $\delta_{11} = \overline{w_Q} + a^2 \overline{\varphi_0}$; $\delta_{22} = \overline{\varphi_M} + \overline{\varphi_0}$; $\delta_{12} = \overline{w_M} + a \overline{\varphi_0} = \overline{\varphi_Q} + a \overline{\varphi_0}$; $\overline{w_Q}$, $\overline{\varphi_Q}$ и $\overline{w_M}$, $\overline{\varphi_M}$ – прогиб и угол поворота концевой сечения компенсатора при действии

$Q_1 = 1$ и $M_1 = 1$ соответственно; $\overline{\varphi_0}$ – угол поворота панели в точке крепления компенсатора при действии единичного момента; a – длина компенсатора. Он рассматривается как одномерный упругий элемент наделенный переменными жесткостями на изгиб из плоскости нервюры, сдвиг и кручение. Параметры $\overline{\varphi_M}$, $\overline{\varphi_Q} = \overline{w_M}$, $\overline{w_Q}$, $C_{кр}$ определяются методом сил и представляются [2] квадратурными формулами.

Угол поворота панели в точке крепления компенсатора ($\overline{\varphi_0}$) при действии единичного момента определен в работе [1]. Коэффициенты жесткости панелей, которые связывают действующий момент и угол поворота $M_i = C_i \theta|_{x=\pm \frac{H}{2}}$ ($i = 1$ для верхней панели, $i = 2$ – для нижней), задаются соотношениями (в обозначениях работы [1]):

$$\begin{aligned} C_1 l &= -4D_1 \operatorname{actg} \alpha; \quad C_2 l = 4D_2 \beta \operatorname{ctg} \beta; \quad l = 2l_1; \quad \alpha^2 = Pl_1^2 / D_1; \\ \beta^2 &= kPl_1^2 / D_2 = k\alpha^2 / \mu; \quad D_i = (EI)_i; \quad i = 1 \dots 5; \quad \mu = D_2 / D_1. \end{aligned} \quad (2)$$

В работе [6] это решение получено для задачи, не допускающей точного анализа (E_i и I_i переменны по длине).

Непосредственное взаимодействие нервюры и панелей происходит по линии. Связь между функциями моментов и углов поворотов определена в работе [7] и в обозначениях этой работы имеет вид:

$$M_{xi}(y) = \sum_{n=1}^{\infty} M_{in} \sin n\pi y = (-1)^i \sum_{n=1}^{\infty} C_{in}^{\theta} \theta_{in} \sin n\pi y, \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} C_{1n}^{\theta} &= \begin{cases} \frac{4D_1(\delta_n^2 - \gamma_n^2)}{a(\gamma_n \operatorname{tg} \gamma_n - \delta_n \operatorname{tg} \delta_n)}, & \text{если } \alpha > n^2; \\ \frac{4D_1 \lambda \pi n (\cos(n\pi \lambda) + 1)}{a(\sin(n\pi \lambda) + n\pi \lambda)}, & \text{если } \alpha = n^2; \\ \frac{8D_1 \varphi_n \psi (\cos 2\psi + \operatorname{ch} 2\varphi_n)}{a(\varphi_n \sin 2\psi + \psi \operatorname{sh} 2\varphi_n)}, & \text{если } \alpha < n^2; \end{cases} \\ C_{2n}^{\theta} &= \frac{4D_2(\xi_n^2 - \zeta_n^2)}{a(\zeta_n \operatorname{th} \zeta_n - \xi_n \operatorname{th} \xi_n)}; \end{aligned} \quad (4)$$

Отметим, что в предельном случае, когда ширина панелей бесконечно велика, то первая формула в выражении C_{1n} и формула для C_{2n} (4) переходят в соответствующие формулы одномерной модели (2).

Принципиально важно, что подлежащий определению в дальнейшем параметр устойчивости входит в выражения коэффициентов жесткости: именно посредством связей типа (1) учитывается совместная работа элементов системы.

Теперь остается рассмотреть лишь устойчивость выбранного блока (здесь – нервюры), а это стандартная задача собственно устойчивости. Полученный при этом параметр устойчивости будет общим для всей системы.

2.3. Третий этап метода

Собственно задача устойчивости всего отсека, сведенная к задаче устойчивости только одной нервюры, решена энергетическим методом Ритца в работе [8].

В качестве примера можно привести расчеты устойчивости нервюры, близкой по своим геометрическим и жесткостным параметрам к нервюре самолета типа АН. Конфигурация и схема нагружения приведены на рис. 3. Верхняя панель сжата, нижняя растянута равномерными усилиями.

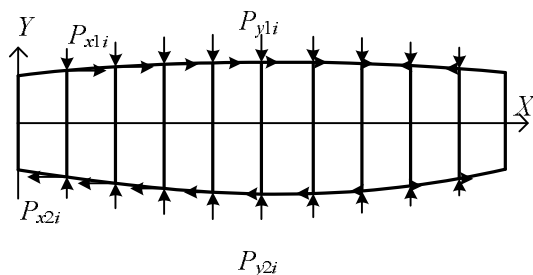


Рис. 3. Конфигурация и
нагружения нервюры

Нижний пояс нервюры крепится непосредственно к нижней панели, а верхний – крепится посредством девяти компенсаторов.

Ниже под параметром устойчивости понимается коэффициент, пропорционально которому изменяется внешняя нагрузка, что общепринято. Для данного

конкретного случая нагружения нервюры приведем значения этого параметра для четырех моделей системы "панели + компенсаторы":

1. Система "панели + компенсаторы" обладают бесконечно большой мембранной жесткостью и исчезающе малой изгибной. Параметр устойчивости $\kappa = 2,00$.

2. Панели и компенсаторы наделены бесконечными изгибными и мембранными жесткостями. Параметр устойчивости $\kappa = 5,93$.

3. Панели не нагружены, но имеют вместе с компенсаторами конечные жесткости, соответствующие данным АНТК "Антонов". Здесь $\kappa = 3,34$.

4. И, наконец, если учитывать все факторы (в отличие от случая 3 панели нагружены), то $\kappa = 1,74$.

Таким образом, параметр устойчивости нервюры, работающей в составе преднапряженной конструкции, оказывается ниже, чем параметр устойчивости свободно опертой нервюры. В данной конструкции потерю устойчивости "провоцирует" сжатая верхняя панель, которая и задает основную форму потери устойчивости нервюры (рис. 4).

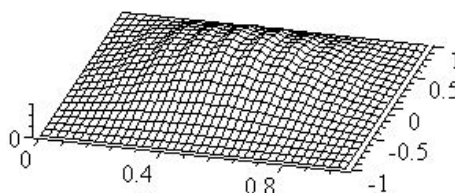


Рис. 4. Форма потери устойчивости нервюры

Заметим, что при нахождении параметра устойчивости приближенно решаются задачи об определении исходного НДС и устойчивости нервюры, все остальные решения получены в замкнутом виде, причем, даже указанные приближенные решения получены или полуаналитическими методами, или классическими вариационными методами с использованием базисов, обеспечивающих быструю сходимость. Возможность комбинировать различные виды решений для отдельных элементов с целью "балансировки" между точностью, сходимостью и адекватностью является одним из достоинств МИКУ. Так, при решении указанных задач независимо от условий опирания для получения критических параметров устойчивости понадобилось введения в задаче устойчивости 99 неизвестных (11 функций – по длине нервюры и 9 функций по высоте). Параметр устойчивости, рассчитанный по МКЭ без учета компенсаторов и панелей (свободное опирание поясов нервюры) с введением 2880 неизвестных, составил 2,18 (в сравнении с 2,00). Этот результат убедительно свидетельствует о несравнимо высокой точности данного метода, чем МКЭ.

Заключение

1. Поставлена и решена методом идентификации краевых условий задача об устойчивости силового кессона крыла. Задача об устойчивости тонкостенной пространственной системы редуцирована к задаче устойчивости выделенного ее блока – нервюры, моделируемой подкрепленной в области и на криволинейной границе пластиной Кирхгофа.

2. Дано решение задачи о внутреннем НДС выделенного блока при произвольном внешнем НДС (нагрузка), описываемом обобщенными функциями.

3. Идентификация краевых условий для рассмотренного варианта взаимодействия силовых панелей и лонжеронов выполнена точно: для коэффициентов жесткости, учитывающих действительный характер взаимодействия панелей и нервюры, получены замкнутые выражения.

4. Показано, что замена по произволу действительных условий взаимодействия блоков сложной системы приводит к значительной погрешности в определении критических усилий.

5. Эффективность МИКУ (точность, сходимость приближенных решений и оперативность) обоснована путем сравнения необходимого числа вводимых неизвестных и точности искомых параметров с данными МКЭ.

6. Метод позволяет установить блок (элемент) системы, наиболее ответственный за ее потерю устойчивости. В рассматриваемом случае таким блоком оказалась сжатая панель кессона, хотя при иных сочетаниях геометрических и жесткостных параметров элементов системы, а также действующих нагрузок блоком-"провокатором" потери устойчивости может оказаться нервюра.

7. Полученные результаты позволяют обобщения на другие силовые агрегаты планера самолета.

8. Основными задачами дальнейшего исследования являются:

- теоретическое обоснование положений метода;
- развитие метода "вглубь" и "вширь";
- постановка и решение промежуточных краевых задач теории ребристых пластин, оболочек и состоящих из них пространственных систем с учетом преднапряженного состояния;

- получение двусторонних оценок критических параметров;
- разработка математического обеспечения.

Литература

1. Халилов С.А. Метод идентификации краевых условий в задачах упругой устойчивости. Идея метода // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т "ХАІ". – 2003. – Вип. 1 (36). – С. 15 – 21.
2. Теоретические основы математического моделирования устойчивости несущих конструкций авиа космической техники: Отчет о НИР, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ» – № ГР 0100U003434. – Х., 2003. – 140 с.
3. Халилов С.А. Проблема исследования устойчивости несущей конструкции большегрузных самолетов // *Авиационно-космическая техника и технология*. Труды ХАИ 1993 года. – Х.: ХАИ. – 1994. – С. 358 – 369.
4. Халилов С.А. Развитие альтернативного подхода к решению проблемы устойчивости силовых элементов конструкции самолета. // *Авиационно-космическая техника и технология*. Труды ХАИ 1994 года. – Х.: ХАИ. – 1995. – С. 223 – 227.
5. Минтюк В.Б. Устойчивость типовой нервюры с криволинейными поясами. Определение исходного состояния. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Труды Харьковского авиационного института им. Н.Е.Жуковского за 1997 г. – 1998. – С.339 – 345.
6. Халилов С.А., Минтюк В.Б. Исследование устойчивости отсека крыла методом идентификации краевых условий на основе упрощенной модели // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т "ХАІ". – 2003. – Вип. 2 (37). – С. 6 – 10.
7. Халилов С.А., Минтюк В.Б. Исследование устойчивости отсека крыла методом идентификации краевых условий на основе двумерной упрощенной модели // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «ХАІ». – 2004. – Вип. 1 (40). – С. 12 – 16.
8. Минтюк В.Б. Исследование устойчивости нервюры с криволинейными поясами при произвольных нагрузках с учетом влияние панелей посредством компенсаторов. // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. Темат. сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 19 (2). – С. 82 – 88.

Поступила в редакцию 28.03.2005

УДК 539.3

Л.А. Фильштинский, Т.А. Киричек*Сумской государственный университет, Украина***ПРИМЕНЕНИЕ НЕКЛАССИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ
ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ДЛЯ РАСЧЁТОВ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ
В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ**

Рассмотрены две модели неклассической теплопроводности (гиперболическая и модель с двухфазным запаздыванием), справедливые в условиях высокоскоростных процессов. Исследовано влияние интенсивного нагрева и короткого импульса на тепловые поля в слое с отверстием. Приведены конкретные примеры.

теплопроводность, тепловое поле, силовая конструкция, короткий импульс**Введение**

В связи с быстрым развитием новой техники всё большее значение в инженерных проработках приобретают вопросы нестационарного теплообмена. Правильно организованный теплообмен является непременным условием безопасной и безаварийной работы разнообразного теплового оборудования. Проблема изучения закономерностей развития пространственных нестационарных температурных полей в телах различной геометрической формы тесно связана с решением параболического дифференциального уравнения с разнообразными краевыми условиями. Однако классическая теория теплопереноса Фурье опирается на приближения локального термодинамического равновесия. Такое равновесие может установиться в системе, если скорость изменения её микропараметров за счёт внешних воздействий, т.е. скорость разрушения равновесия, много меньше скорости восстановления равновесия. Приближение локального термодинамического равновесия справедливо для моментов времени, значительно превышающих характерное время релаксации системы к локальному равновесию. При высокоскоростных процессах классическая локально-равновесная теория процессов переноса становится несправед-

ливой и следует пользоваться локально-неравновесными методами описания таких систем. Интенсификация технологических процессов, использование материалов со сложной структурой (полимеров, жидких кристаллов, капиллярно-пористых и других дисперсных систем), широкое распространение лазерной техники, возможность достижения сверхвысоких и сверхнизких температур и давлений объясняют с практической точки зрения интерес к системам в локально-неравновесных условиях [1].

В настоящей работе будут рассмотрены две неклассические модели теплопроводности — гиперболическая модель и модель с двухфазным запаздыванием, которые можно отнести к локально-неравновесным моделям с памятью. На основе уравнения теплопроводности гиперболического типа будет проведён анализ общих свойств тепловых волн, возникающих в твёрдом теле при действии высокочастотного гармонического и импульсного лазерного нагрева.

1. Параболическое и гиперболическое уравнения теплопроводности

Уравнение теплопроводности Фурье [2] базируется на гипотезе о прямой пропорциональности вектора теплового потока градиенту температуры и неявно содержит допущение о бесконечной скорости распространения термических возмущений. На основе феноменологической теории термодинамики необратимых процессов получена более сложная зависимость между тепловым потоком и градиентом температуры [1]:

$$q + \tau^* \frac{\partial q}{\partial t} = -\lambda_T \text{grad} T. \quad (1)$$

Закон Каттанео-Вернотта (1), связывающий между собой тепловой поток и градиент температуры в среде с тепловой релаксацией, обобщает классический закон Фурье $q = -\lambda_T \text{grad} T$, справедливый в предположении локального равновесия, т.е. $\tau^* = 0$. Физический смысл заключается в том, что процесс теплопереноса в локально-неравновесных средах обладает инерционными свойствами: система реагирует на тепловое воздействие (или тепловой поток откликается на изменение градиента температуры) не в тот же момент времени t , как в классическом локально-равновесном случае, а на время релаксации τ^* позже:

$$q(t + \tau^*) = -\lambda_T \nabla T(t). \quad (2)$$

Разложив левую часть (2) в ряд Тейлора по степеням τ^* , в нулевом приближении получим классический закон Фурье, а в первом – закон Каттанео-Вернотта.

Из закона сохранения энергии и соотношения (1) следует уравнение теплопереноса «телеграфного типа»

$$\lambda_T \Delta T - c\rho \left(\frac{\partial T}{\partial t} + \tau^* \frac{\partial^2 T}{\partial t^2} \right) = - \left(f + \tau^* \frac{\partial f}{\partial t} \right). \quad (3)$$

Оно сочетает в себе свойства волнового уравнения, описывающего распространение незатухающих волн со скоростью $V_T = (\lambda_T / c\rho\tau^*)^{1/2}$, и диффузионного уравнения, соответствующего диссипативному способу передачи энергии.

2. Уравнение с двухфазным запаздыванием

Пытаясь получить более устойчивую модель, исследователи предложили следующее:

$$q(r, t + \tau_q) = -\lambda_T \nabla T(r, t + \tau_T), \quad (4)$$

где τ_q и τ_T — два несвязанных времени запаздывания. Антаки [3] применил линеаризованную и усечённую форму

$$q + \tau_q \partial_t q = -\lambda_T \nabla T - \tau_T \lambda_T \partial_t \nabla T, \quad (5)$$

и объединил её с уравнением энергии для получения следующего соотношения:

$$\frac{1}{a^2} \partial_t T + \frac{\tau_q}{a^2} \partial_t^2 T = \nabla^2 T + \tau_T \partial_t \nabla^2 T, \quad a^2 = \lambda_T / c\rho. \quad (6)$$

Уравнение (6) называется уравнением с двухфазным запаздыванием, так как оно основано на том, что тепловой поток зависит от двух времён запаздывания. Уравнение с двухфазным запаздыванием сводится к неклассической модели Каттанео-Вернотта (1), если положить $\tau_T = 0$, и сводится к уравнению теплопроводности Фурье, если положить $\tau_q = \tau_T = 0$.

По сравнению с гиперболическим уравнением теплопроводности (3),

уравнение с двухфазным запаздыванием (6) содержит дополнительный член со смешанной производной. Здесь также, как в гиперболической модели, время запаздывания связано с тепловым потоком по причине волнового поведения. Однако член со смешанной производной приводит к сильному ослаблению острого волнового фронта, редуцируя уравнение к параболическому, а это означает, что температурные возмущения в среде будут распространяться с бесконечной скоростью, как в уравнении теплопроводности Фурье [3]. Температура в гиперболической и двухфазной модели чувствительна к температурной интенсивности. Хотя, из-за сильной диссипации, обусловленной смешанными производными, степень возможного температурного скачка в двухфазной модели, вызванного начальными изменениями температуры, не так велика, как в гиперболической модели [1]. Таким образом, даже если уравнение с двухфазным запаздыванием (6) физически невыполнимо из-за его параболической природы, оно всё же может быть лучше аппроксимировано, чем гиперболическая модель (3) в инженерных целях из-за физически реалистичной диссипации, которая появляется благодаря смешанной производной.

3. Периодические во времени решения гиперболического уравнения теплопроводности для слоя с полостью

В качестве примера рассмотрим изотропный (в смысле теплофизических свойств) слой $-\infty < x_1, x_2 < \infty, |x_3| \leq h$, содержащий сквозную туннельную полость. Предполагаем, что контур поперечного сечения Γ – простая замкнутая достаточно гладкая кривая. Задача состоит в интегрировании уравнения

$$\Delta T - \frac{1}{a^2} \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{1}{V_T^2} \frac{\partial^2 T}{\partial t^2} = 0, \quad t > 0, \quad (7)$$

при выполнении граничных условий на поверхности полости

$$\left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_{\sigma} = -\frac{1}{\lambda_T} \left(q(\xi, t) + \tau^* \frac{\partial q(\xi, t)}{\partial t} \right), \quad t > 0, \quad \xi = (\xi_1, \xi_2, x_3) \in \sigma, \quad (8)$$

граничных условий на основаниях слоя

$$T|_{x_3=\pm h} = 0, \quad (9)$$

начальных условий

$$T|_{t=0} = 0, \quad \left. \frac{\partial T}{\partial t} \right|_{t=0} = 0 \quad (10)$$

и условия на бесконечности

$$\lim_{x_1, x_2 \rightarrow \infty} T(x, t) = 0. \quad (11)$$

В соотношениях (7) – (11) функция $T = T(x_1, x_2, x_3, t)$ – распределение температуры; τ^* – время релаксации теплового потока; $V_T = \sqrt{a^2/\tau^*}$ – скорость распространения термической волны; $a^2 = \lambda_T / c\rho$ – коэффициент температуропроводности; ρ , λ_T – плотность материала и коэффициент его теплопроводности; q – заданная поверхностная плотность теплового потока, действующего на поверхности σ ; Δ – оператор Лапласа в R^3 .

Предполагая гармоническое изменение температуры и потока во времени, положим:

$$T = \operatorname{Re}(e^{-i\omega t} U), \quad U = U(x), \quad x = (x_1, x_2, x_3); \quad (12)$$

$$q = \operatorname{Re}(e^{-i\omega t} Q), \quad Q = Q(\xi), \quad \xi = (\xi_1, \xi_2, x_3) \in \sigma. \quad (13)$$

Тогда после исключения времени t граничная задача (7) – (9) запишется в виде:

$$\frac{\partial^2 U}{\partial x_3^2} + \left(\nabla^2 + i \frac{\omega}{a^2} + \frac{\omega}{V_T^2} \right) U = 0; \quad (14)$$

$$U|_{x_3=\pm h} = 0; \quad (15)$$

$$\left. \frac{\partial U}{\partial n} \right|_{\sigma} = - \frac{Q(\xi)}{\lambda_T} (1 - i\omega\tau^*). \quad (16)$$

Симметричное относительно срединной плоскости решение однородной задачи (14), (15) определяется равенством [4]:

$$U = \sum_{j=0}^{\infty} U_j(x_1, x_2) \cos \mu_j x_3, \quad \mu_j = \frac{2j+1}{2h} \pi, \quad (17)$$

в котором содержится полная система метегармонических функций $U_j(x_1, x_2)$, удовлетворяющих уравнению

$$\left(\nabla^2 + v_j^2\right)U_j = 0, \quad v_j^2 = \frac{\omega^2}{V_T^2} + i\frac{\omega}{a^2} - \mu_j^2. \quad (18)$$

Справедливо представление U_j в виде обобщенного потенциала простого слоя

$$U_j = \int_{\Gamma} g_j(\zeta) H_0^{(1)}(v_j r) dS, \quad r = |\zeta - z|, \quad \zeta \in \Gamma, \quad (19)$$

где Γ – контур поперечного сечения цилиндрической поверхности σ , $g_j(\zeta)$ – функции, подлежащие определению на Γ , dS – элемент дуги контура Γ .

Подстановка предельных значений нормальной производной функции (19) в граничное условие (16) приводит к системе регулярных интегральных уравнений второго рода

$$\begin{aligned} g_j(\zeta_0) + \frac{v_j}{2i} \int_{\Gamma} g_j(\zeta) \cos(\alpha_0 - \psi_0) H_1^{(1)}(v_j r) dS = \\ = \frac{2iQ_j(\zeta_0)}{\omega\tau^* + i}, \quad (j = 0, 1, \dots), \end{aligned} \quad (20)$$

где Q_j – известные коэффициенты Фурье функции Q , ψ_0 – угол между нормалью к контуру Γ в точке ζ_0 и осью Ox_1 , $\zeta - \zeta_0 = r_0 e^{i\alpha_0}$.

Таким образом, температурное поле в слое полностью определяется интегральными уравнениями (20) и представлениями (12), (17).

4. Влияние теплового импульса на температурные поля в слое с полостью

Используя описанную ранее методику, можно получить решение нестационарной задачи теплопроводности в слое при условии, что на поверхности полости действует тепловой поток в виде прямоугольного импульса [5]:

$$q_n|_{\sigma} = q(\xi) \cdot (\eta(t) - \eta(t - t_0)), \quad \xi \in \sigma, \quad (21)$$

где t_0 – длина импульса, $\eta(t)$ – функция Хевисайда.

В этом случае искомая температурная функция определяется с помощью преобразования Лапласа при однородных начальных условиях (10).

5. Результаты расчетов и их обсуждение

В качестве первого примера рассмотрим гармоническое возбуждение слоя с туннельной полостью эллиптического поперечного сечения $\left(\Gamma : \zeta = R \cos \gamma + \frac{R}{2} i \sin \gamma \right)$. К поверхности отверстия осуществляется подвод тепла по параболическому закону

$$Q(\xi) = P \left(1 - \frac{x_3^2}{h^2} \right), \quad P = \text{const}.$$

На рис. 1, 2 представлено распределение относительной величины $\delta = \frac{\lambda_T}{h} \left| \frac{U}{P} \right|$ по контуру сечения слоя его срединной плоскостью для случая, когда $\tau^* = 10^{-5}$ с (пунктирная линия) и без учёта релаксации (сплошная линия). В приведённых вариантах расчётов задавались следующие параметры: $R/h = 0,01$; $\omega = 10^4 \text{ с}^{-1}$ (рис. 1); $\omega = 10^5 \text{ с}^{-1}$ (рис. 2).

Во втором примере рассматривается импульсный тепловой нагрев поверхности полости. Пространственное изменение поверхностной плотности теплового потока задавалось функцией

$$q(\xi) = P \left(1 - \frac{x_3^2}{h^2} \right).$$

Интегральные уравнения (20) решались численно с последующим обращением преобразования Лапласа [6].

На рис. 3 изображена зависимость безразмерной температуры $\delta = \frac{\lambda_T T}{h|P|}$ от времени в различных точках слоя $(\rho_0 + R, 0, 0)$ при следующих значениях параметров: $R/h = 0,01$; $q_0 = 1$; $\tau^* = 10^{-5}$ с, $P = 105 \text{ Вт/м}^2$. Длина импульса $t_0 = 10^{-5}$ с. На рис. 4 приведено сравнение решений параболической и гиперболической модели для случая, когда характерное время импульсного процесса несоизмеримо со временем релаксации ($t_0 = 1 \text{ мс}$).

Термодинамические характеристики материала (полистирола) взяты из [7]: $c = 1,08 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$, $\rho = 1,07 \cdot 10^3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, $\lambda_T = 0,16 \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{град}}$.

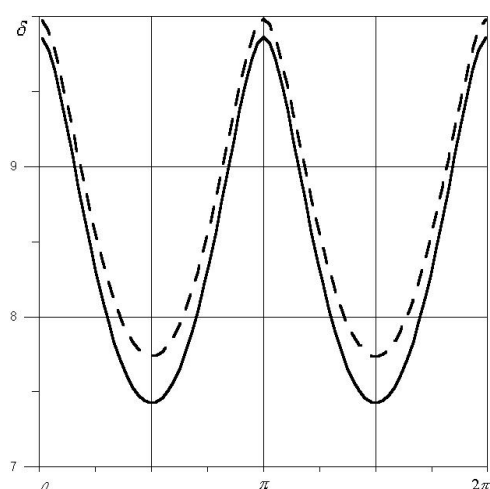


Рис. 1. Распределение относительной величины δ по контуру Γ при $\omega = 10^4 \text{ c}^{-1}$

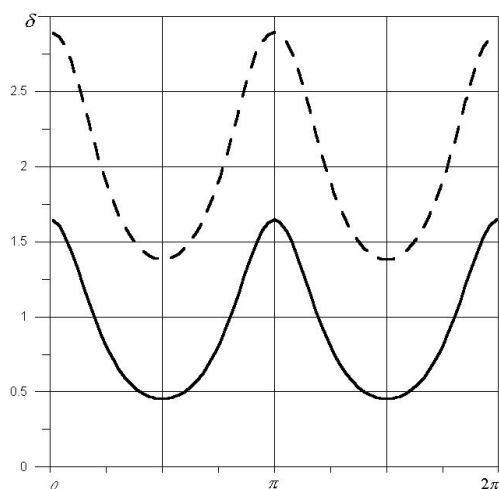


Рис. 2. Распределение относительной величины δ по контуру Γ при $\omega = 10^5 \text{ c}^{-1}$

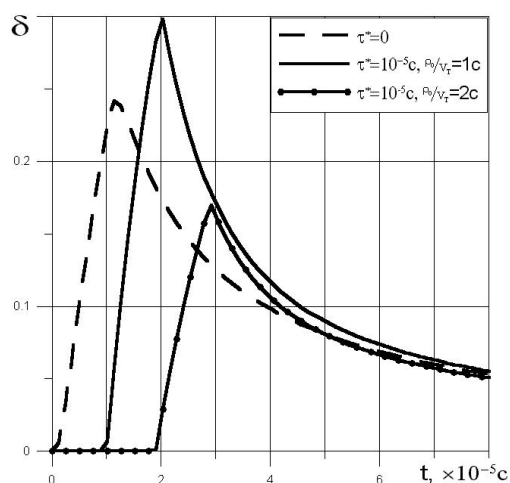


Рис. 3. Изменение безразмерной температуры δ при действии теплового импульса, $t_0 = 10^{-5} \text{ c}$

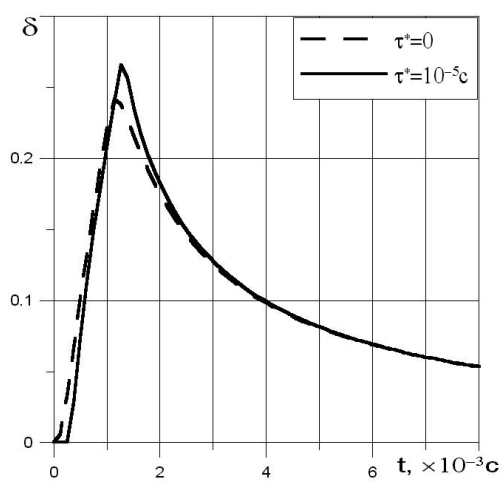


Рис. 4. Изменение безразмерной температуры δ при действии теплового импульса, $t_0 = 10^{-3} \text{ c}$

Из полученных результатов следует, что при значениях круговой частоты $\omega < 10^4 \text{ c}^{-1}$ классическая (параболическая) модель теплопроводности вполне адекватно описывает тепловые волновые поля в слое с полостями. С увеличением ω различие в результатах, полученных в рамках параболической

ческой и гиперболической моделей, становится существенным. Очевидно, что кривая, соответствующая решению гиперболического уравнения расположена выше, чем кривая, соответствующая температурному полю без релаксации. Это связано с тем, что энергия (теплота) в гиперболической модели локализуется в области действия источника тепла, в то время как классическая модель представляет равновесный, диффузионный процесс переноса энергии.

При импульсном тепловом воздействии температура имеет характер бегущей волны, распространяющейся от носителя сосредоточенных тепловых источников со скоростью V_T . Это иллюстрируется кривыми на рис. 3, которые построены для значения времени релаксации $\tau^* = 10^{-5}$ с и длины теплового импульса $t_0 = 10^{-5}$ с. Однако, в случае, когда время действия импульса несоизмеримо со временем релаксации системы к состоянию равновесия (рис. 4), решения гиперболического и параболического уравнений теплопроводности совпадают, т.е. волновая природа теплопереноса не наблюдается.

Литература

1. Соболев С.Л. Процессы переноса и бегущие волны в локально-неравновесных системах // УФН. – 1991. – 161, № 3. – С. 5 – 29.
2. Лыков А.В. Теория теплопроводности. – М.: Высш. шк., 1967. – 600 с.
3. Antaki P.J. Solution for Non-Fourier Dual Phase Lag Heat Conduction in a Semi-Infinite Slab With Surface Heat Flux // Int. J. Heat Mass Transfer. – 1998. – 41 (14). – P. 2253 – 2258.
4. Фильштинский Л.А. Периодические во времени однородные решения уравнения теплопроводности для анизотропного слоя в R^3 // Мат. методы та фізико-мех. поля. – 2003. – 46, № 2. – С. 147 – 154.
5. Lewandowska M., Malinowski L. Hyperbolic heat conduction in the semi-infinite body with the heat source which capacity linearly depends on temperature // Heat and Mass Transfer, 33. – 1998. – P. 389 – 393.
6. Белоцерковский С.М., Лифанов И.К. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях. – М.: Наука, 1985. – 253 с.
7. Кикоин И.К. Таблицы физических величин. – М.: Наука, 1976. – 628 с.

Поступила в редакцию 1.04.2005

УДК 621.7.044

В.К. Борисевич, П.И. Коваленко, А.В. Шкалова

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

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЖИДКОСТИ НА ПАРАМЕТРЫ НАГРУЖЕНИЯ ДНА В ГИДРОВЗРЫВНЫХ УСТАНОВКАХ

В работе рассмотрено влияние свободной поверхности на поля давлений. Рассмотрена сила образования кавитационных разрывов и волны разгрузки, определенное давление на дно установки, созданный волной разжижения. Представлены графики давления в приповерхностном слое, в последнем кавитационном слое, графики давления и силы, действующих на дно оборудования.

давление, кавитация, ударная волна, амплитуда, отражение, нагрузка, разгрузка, установка

При подводном взрыве на относительно небольших глубинах погружения заряда существенное влияние на параметры гидродинамического поля оказывает свободная поверхность жидкости. Практически при взрыве технологических зарядов решение задачи возможно в акустическом (линейном) приближении.

В акустическом приближении, при котором волновое уравнение линейно, результирующее давление в любой точке жидкости, где проходят две волны давления от различных источников, является просто суммой давлений, создающихся каждым из возмущений [1]. Отклонения от линейности возрастают с увеличением амплитуды ударных волн и величины угла между фронтами волн, измеряемого половиной угла α между любым из фронтов и плоскостью симметрии. Для давлений меньших $700 \cdot 10^5$ Па и $\alpha < 45^\circ$ отклонения незначительны.

В технологических гидровзрывных установках типа бассейна это условие практически всегда выполняется, и условия линейности при сложении двух волн могут быть приняты без существенной погрешности.

Наиболее простым методом учета влияния свободной поверхности является метод зеркального отображения источника и стока [2].

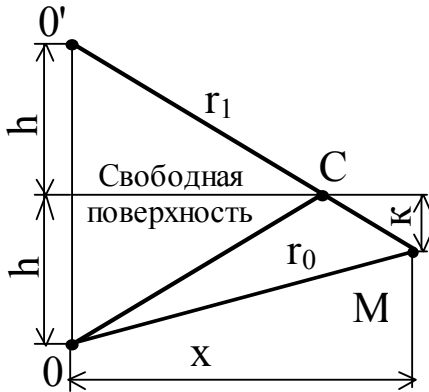


Рис. 1. Схема зеркального отображения источника и стока

Прямая волна рассматривается как возмущение, обязанное своим происхождением источнику в нижней полуплоскости, а отраженная – мнимому стоку в верхней полуплоскости (рис. 1).

Так как в акустическом приближении поле давлений прямой волны выражается зависимостью

$$P_m(t, r_0) = P_m(r_0) f\left(t - \frac{r_0}{C_0}\right) \sigma_0\left(t - \frac{r_0}{C_0}\right), \quad (1)$$

где $r_0 = \sqrt{X^2 + (h - k)^2}$, а $\sigma_0\left(t - \frac{r_0}{C_0}\right) = \begin{cases} 0 & \text{при } t \leq \frac{r_0}{C_0}; \\ 1 & \text{при } t \geq \frac{r_0}{C_0}, \end{cases}$, то результи-

рующее поле давления

$$P = P_m(r_0) f\left(t - \frac{r_0}{C_0}\right) \sigma_0\left(t - \frac{r_0}{C_0}\right) - P_m(r_1) f\left(t - \frac{r_1}{C_0}\right) \sigma_0\left(t - \frac{r_1}{C_0}\right), \quad (2)$$

где $r_1 = \sqrt{X^2 + (h + k)^2}$.

Формальным следствием (2) является возможность возникновения отрицательных напряжений в жидкости. При этом наблюдается быстрое развитие кавитационных явлений и падение давления до вакуума. Наличие в реальной жидкости, которая используется в технологических целях, твердых частиц, пузырьков газа и других подобных включений резко снижает ее способность выдерживать растягивающие усилия, в связи с чем кавитационный разрыв возникает при давлениях, лишь немного меньших давления насыщенного пара.

Для того, чтобы наступило явление кавитации, растягивающие усилия должны преодолеть силы гидростатического давления и вызвать разреже-

ние, равное величине P_k : $P_{рез} = -(P_k + P_0)$, где $P_{рез}$ – результирующее избыточное давление, вызывающее кавитацию жидкости; P_0 – гидростатическое давление на заданной глубине h : $P_0 = P_{атм} + g \cdot \rho_0 \cdot h$.

Поскольку величина заглубления заряда в рассматриваемых установках незначительна, составляющей $g \cdot \rho_0 \cdot h$, представляющей собой вес столба воды над расчетной точкой, можно пренебречь, т.к. она более, чем на порядок меньше атмосферного давления и кавитационной прочности воды.

Рассматриваемая схема возникновения и развития кавитации при отражении ударной волны от свободной поверхности описывает явление лишь в самых общих чертах. В действительности кавитационный разрыв происходит не мгновенно и не по всей плоскости, а постепенно, в виде отдельных пузырьков.

Концентрация пузырьков максимальна в области расчетных глубин образования кавитационных разрывов. Эксперименты свидетельствуют, что кавитационные явления отсутствуют при давлениях на фронте волны $P_m < 2,5 \cdot 10^5$ Н/м². При $P_m > 5 \cdot 10^5$ Н/м² в воде возникает сплошной слой кавитационных пузырьков.

Такой модели мы будем придерживаться в своих рассуждениях. Первый кавитационный слой воды толщиной K_1 , двигаясь с определенной скоростью вверх, отделяется от основной массы жидкости, образуя область, в которой величина давления будет порядка давления насыщенного пара, т.е. будет близка к нулю. Таким образом, условие кавитации может быть изменено при расчете последующих кавитационных слоев, а новые свободные поверхности в расчетах будем принимать параллельными начальной поверхности отражения.

На рис. 2 изображена схема взаимодействия прямой и отраженной волн, а также образования волны разгрузки, действующей на дно.

Алгоритм этих взаимодействий следующий: от источника A волна давления приходит в точку O , расположенную на поверхности и имеющую координаты x_0 и y_0 , под углом γ_0 , при этом расстояние от заряда до точки O составляет r_{00} . Результирующее давление в точке O ($P_{рез}$), равное разнице прямой P_{00} и отраженной P_{Pm} волн равно нулю, так как эти давления равны.

$$r_{01} = \frac{h'_1}{\sin \gamma_1}, \quad \gamma_1 = \arctg \frac{h'_1}{x_1}; \quad h'_1 = h'_0 - \Delta y_1; \quad r_1 = r_{00} + \Delta r; \quad P_{pez1} = P_{01} - P_{m1};$$

$$P_{01} = P_{m01} \begin{cases} e^{-\frac{r_{01}}{C_0}}, & t_1 - \frac{r_{01}}{C_0} < \theta_{01}; \\ \frac{0,368 \cdot \theta_{01}}{t_1 - \frac{r_{01}}{C_0}}, & t_1 - \frac{r_{01}}{C_0} > \theta_{01}; \end{cases} \quad P_{m01} = A \left(\frac{G^{\frac{1}{3}}}{r_{01}} \right)^\alpha; \quad t_1 = \frac{r_1}{C_0};$$

$$\theta_{01} = \text{const} \cdot r_{01}^\beta; \quad \text{const} = B_1 \cdot 0,62^{1-\beta} \cdot G^{\frac{1-\beta}{3}} \cdot \rho_3^{\frac{1-\beta}{3}} C_0^{-1};$$

$$P_{m1} = P_{m00} \cdot \left(\frac{r_{00}}{r_1} \right)^\alpha; \quad P_{m00} = A \cdot \left(\frac{G^{\frac{1}{3}}}{r_{00}} \right)^\alpha;$$

$P_{pez} \leq -(P_k + P_0)$ – условие кавитации; P_0 – атмосферное давление; ρ_3 – удельный вес заряда; G – масса заряда; B_1, A, α, β – константы заряда; C_0 – скорость звука в жидкости.

Если условие возникновения кавитации в точке 1 не выполняется, расчет продолжаем далее до выполнения условия кавитации в точке n .

Для точки n :

$$x_n = x_{n-1} + \Delta x_i; \quad \Delta x_i = \Delta r \cdot \cos \gamma_i; \quad y_n = y_{n-1} - \Delta y_i, \quad \Delta y_i = \Delta r \cdot \sin \gamma_i;$$

$$r_{0n} = \frac{h'_n}{\sin \gamma_n}; \quad \gamma_n = \arctg \frac{h'_n}{x_n}; \quad h'_n = h'_{n-1} - \Delta y_i; \quad r_n = r_{n-1} + \Delta r;$$

$$P_{pez1} = P_{0n} - P_{m_n};$$

$$P_{0n} = P_{m0n} \begin{cases} e^{-\frac{r_{0n}}{C_0}}, & t_n - \frac{r_{0n}}{C_0} < \theta_{0n}; \\ \frac{0,368 \cdot \theta_{0n}}{t_n - \frac{r_{0n}}{C_0}}, & t_n - \frac{r_{0n}}{C_0} > \theta_{0n}; \end{cases} \quad P_{m0n} = A \left(\frac{G^{\frac{1}{3}}}{r_{0n}} \right)^\alpha; \quad t_n = \frac{r_n}{C_0};$$

$$\theta_{0_n} = \text{const } r_{0_n}^\beta; \quad P_{m_n} = P_{m_{n-1}} \cdot \left(\frac{r_{n-1}}{r_n} \right)^\alpha; \quad P_{\text{рез}} \leq -(P_\kappa + P_0) - \text{условие кавитации.}$$

При выполнении условия кавитации, например в точке 1, образуется первый кавитационный слой толщиной $K_1 = \sum_{i=1}^n \Delta y_i$; при этом свободная

поверхность (плоскость отражения) опустится на величину $\sum_{i=1}^n \Delta y_i$, мни-

мый заряд переместится в точку A_1 , угол отражения станет равным γ_1 , максимальное давление в отраженной волне уменьшится на величину $P_{\text{рез}} = (P_\kappa + P_0)$ и будет равным $P_{m1,2} = P_{m1} - (P_\kappa + P_0)$. В следующем слое отраженная волна будет распространяться под углом γ_1 к точке 2, затухая. После образования первого слоя атмосферное давление P_0 упадет практически до нуля (до давления насыщенных паров) и условие возникновения кавитации в точке 2 будет выглядеть следующим образом $P_{\text{рез}} \leq -P_\kappa$.

Для точки 2:

$$\begin{aligned} x_2 &= x_1 + \Delta x_2; \quad \Delta x_2 = \Delta r \cdot \cos \gamma_1; \quad y_2 = y_1 - \Delta y_2; \quad \Delta y_2 = \Delta r \cdot \sin \gamma_1; \\ r_{02} &= \frac{h_2'}{\sin \gamma_2}; \quad \gamma_1 = \arctg \frac{h_1'}{x_1}; \quad h_2' = h_1' - \Delta y_2; \quad \gamma_2 = \arctg \frac{h_2'}{x_2}; \quad r_2 = r_1 + \Delta r; \\ P_{\text{рез}} &= P_{02} - P_{m2}; \end{aligned}$$

$$P_{02} = P_{m02} \begin{cases} e^{-\frac{r_{02}}{C_0}}, & t_2 - \frac{r_{02}}{C_0} < \theta_{02}; \\ \frac{0,368 \cdot \theta_{02}}{t_2 - \frac{r_{02}}{C_0}}, & t_2 - \frac{r_{02}}{C_0} > \theta_{02}; \end{cases} \quad P_{m02} = A \left(\frac{G^{\frac{1}{3}}}{r_{02}} \right)^\alpha; \quad t_2 = \frac{r_2}{C_0};$$

$$\theta_{02} = \text{Const} \cdot r_{02}^\beta; \quad P_{m2} = P_{m01} \cdot \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^\alpha;$$

$P_{\text{рез}} \leq -P_\kappa$ – условие кавитации; $K_2 = K_1 + n \Delta y_2$ – толщина кавитационных слоев в точке 2.

В дальнейшем при распространении отраженной волны расчет в каж-

дом слое циклично повторяется.

После образования последнего n -го слоя условие кавитации уже не будет выполняться, и отраженная волна с остаточным давлением $P_{m_{n-1,n}}$ будет распространяться со скоростью звука в направлении дна под углом, создавая на дне давление P_{m_D} .

Для точки D :

$$X_D = X_n + \frac{y_n}{\operatorname{tg} \gamma_n}; \quad y_D = 0; \quad r_D = r_{0n} + \frac{y_n}{\sin \gamma_n}; \quad P_{m_D} = P_{m_{n-1,n}} \left(\frac{r_{0n}}{r_D} \right)^\alpha.$$

Результаты расчетов, выполненных по приведенному алгоритму, представлены на рис. 3. Вычисления были проведены для безграничной емкости для заряда из ТЭ-

На массой 1 г, помещенного на глубину 0,4 м и отстоящего от дна на расстояние 0,2 м для уровней кавитационной прочности воды $2,5; 5,0$ и $10 \cdot 10^5$ Па. На рисунке графически изображен только последний слой кавитации для каждого уровня кавитации. Практически

вся энергия отраженной волны давления тратится на развитие кавитации, то есть переходит в кинетическую энергию жидкости. После образования последнего слоя отраженная волна давления с амплитудой, равной остаточному давлению, движется в направлении дна под углом γ_n , значительно меньшим γ_0 , так как после образования каждого слоя траектория движения волны изменялась.

Следовательно, совокупность рассмотренных факторов приводит к тому, что дна достигает значительно ослабленная волна разгрузки.

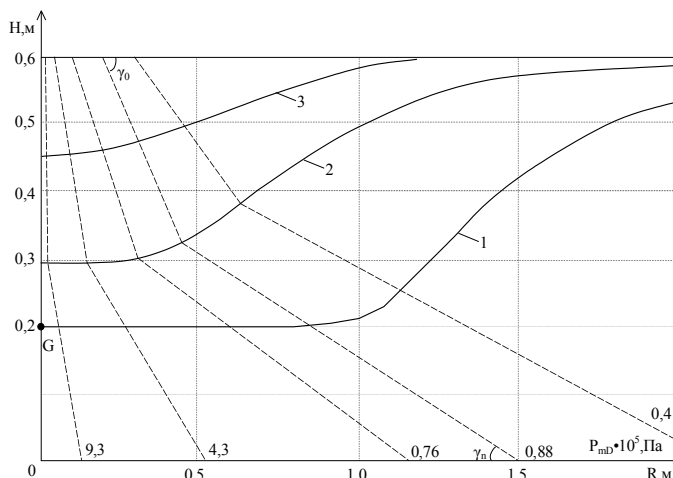


Рис. 3. Графики кавитационных разрывов и схема образования волны разгрузки при значениях кавитационной прочности жидкости P_K :
1 — $2,5 \cdot 10^5$ Па; 2 — $5 \cdot 10^5$ Па; 3 — $10 \cdot 10^5$ Па

На рис. 3 над осью абсцисс обозначены значения нормальных давлений, достигающих дна при $P_k = 5 \cdot 10^5$. Видно также, как изменяется угол падения волны на дно по сравнению с начальным углом γ_0 отражения от свободной поверхности. Чем меньше кавитационная прочность, тем глубже зона кавитации и тем меньше амплитуда волны на дне и угол ее падения на дно.

Например, для $2,5 \cdot 10^5$ Па глубина кавитационной зоны почти достигает заряда. При этом волны будут распространяться практически параллельно поверхности дна. Максимальное давление в последнем кавитационном слое составляет величину порядка $2 \cdot 10^5$ Па, а на дне $1,5 \cdot 10^5$ Па при угле падения $\gamma_n \approx 0,1^\circ$. Поэтому сила разгрузки при таких параметрах кавитационной прочности практически отсутствует.

При увеличении кавитационной прочности сила разгрузки увеличивается и ее при определенных значениях P_k необходимо учитывать.

Для примера на рис. 4 – 6 приведены расчетные графики изменения по радиусу отрицательных давлений на поверхности, в последнем кавитационном слое, на дне, а также график силы в зависимости от времени для отраженной волны при кавитационной прочности $5 \cdot 10^5$ Па.

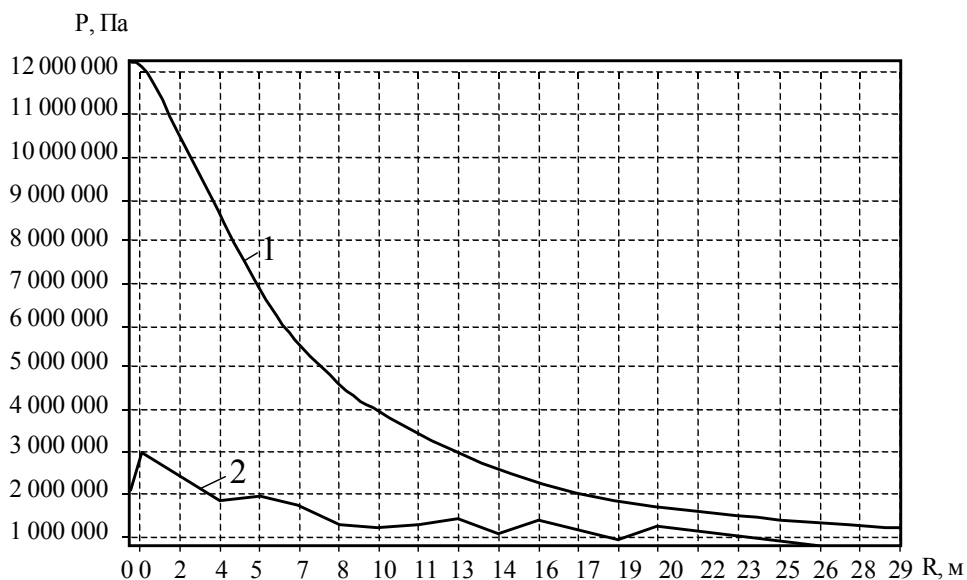


Рис. 4. Графики давления в приповерхностном слое (1)
и в последнем кавитационном слое (2)

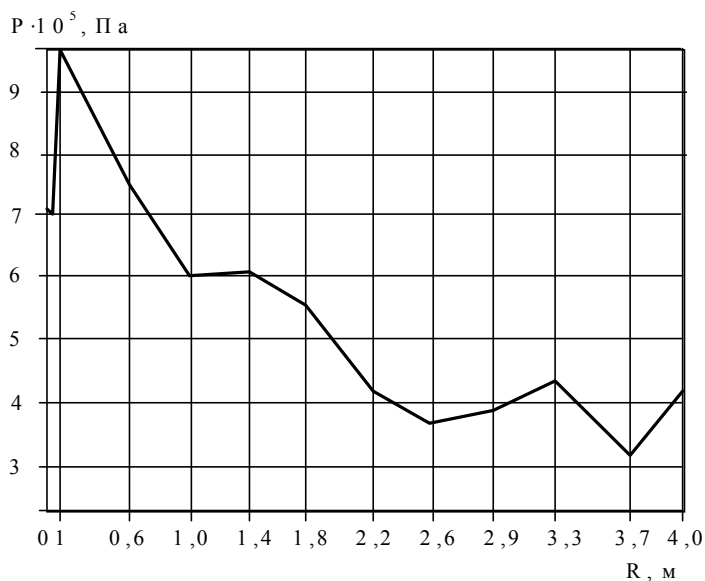


Рис. 5. График давления на дне

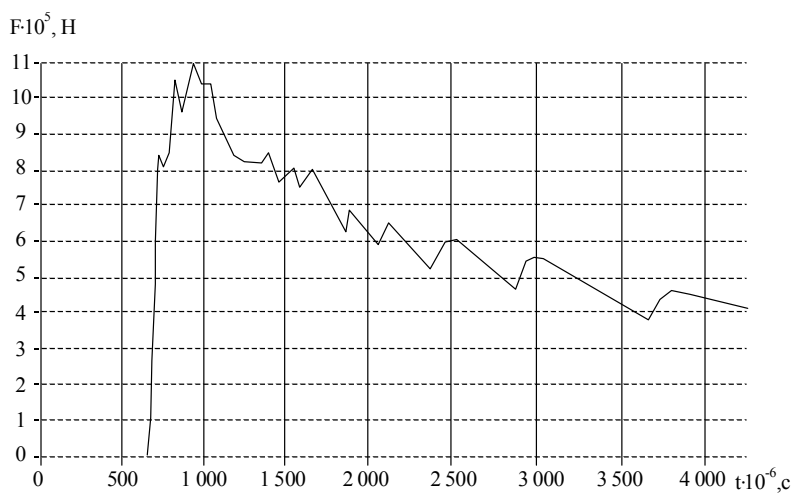


Рис. 6. График силы, вызванной волной
разрежения на дне

Из рис. 7 видно, что кавитация распространяется на большую глубину. При общепринятых уровнях кавитации ($P_k = (2 \div 5) \cdot 10^5$ Па) и даже при минимальных зарядах она охватывает почти весь объем над зарядом на достаточно удаленном расстоянии.

С учетом отражений волны давления от подвижного дна и нежестких стенок область кавитации на определенное время может развиваться по всему

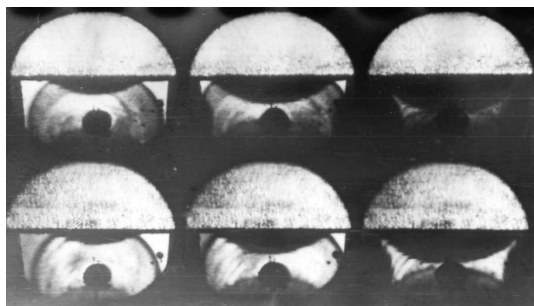


Рис. 7. Развитие кавитации в бассейне

объему емкости, образуя вместо сплошной жидкости двухфазную среду. Как показали исследования [3], скорость распространения возмущений в такой среде значительно снижается и может достигать несколько десятков метров в секунду. Например, при содержании в воде 4 % воздуха

скорость звука составляет 50 м/с при нормальном давлении. При пониженном давлении скорость звука смеси слабо зависит от ее газонасыщенности. Можно сделать вывод, что в условиях сплошной кавитации, когда существует отрицательное давление и газонасыщенность практически нулевая, скорость звука будет находиться на минимальном уровне и зависеть от размера и количества кавитационных пузырьков.

По предположению на основании графических зависимостей [4] скорость распространения звука в кавитирующей жидкости может быть принята близкой к 100 м/с. Тогда волна разгрузки, образованная движением кавитационных слоев в сторону свободной поверхности, достигнет дна, ввиду малой скорости распространения со значительной задержкой. Эта волна будет иметь амплитуду, определяемую разрывной прочностью жидкости, и длительность, зависящую от скорости движения кавитирующей жидкости. Экспериментально доказано, что длительность отрицательного импульса давления значительна и измеряется десятками миллисекунд. Действие такого импульса вызывает перемещение установки в сторону свободной поверхности и создает проблемы ее фиксации.

В сравнительно кратковременных технологических процессах, осуществляемых ударной волной, учитывая большую задержку во времени и малую амплитуду рассматриваемого импульса разгрузки, его участие в нагружении заготовки может быть мало.

Таким образом, влияние свободной поверхности сказывается в образовании волн разгрузки, созданных отраженной ударной волной и движени-

ем кавитирующей жидкости в сторону свободной поверхности. Первая волна достигает дна ослабленной из-за действия кавитации. Вторая волна достигает дна со значительной задержкой и может не оказывать практического влияния на технологический процесс. Ее амплитуда определяется разрывной прочностью жидкости. Импульс силы, созданный этой волной, может вызвать существенное перемещение незакрепленной установки в сторону свободной поверхности.

Заключение

Таким образом, в статье впервые рассмотрен вопрос влияния свободной поверхности при взрыве заряда БВВ в воде и возникающих при этом кавитационных явлений на поле давления на дне емкости в установке для объемной штамповки. Это дало возможность получить зависимости в значительной мере уточняющие не только величины нагрузки на дно, но и силовые параметры, действующие на деформируемую заготовку. Полученные зависимости, в последующем вводимые в программу расчета, позволяют определить распределение давления по площади дна в любой момент времени.

Но все же, необходимо в последующем скорректировать эти зависимости, так как в связи со сложностью процессов, которые происходят в воде при взрыве, еще достаточно трудно определить необходимые для упрощенного расчета силу и импульс, действующие на дно установки, где требуется операция интегрирования.

Литература

1. Коул Р. Подводные взрывы. – М.: Изд-во иностр. лит., 1950. – 495 с.
2. Замышляев Б.В., Яковлев Ю.С. Динамические нагрузки при подводном взрыве. – Л.: Судостроение, 1969. – 322 с.
3. Подводные и подземные взрывы / Под ред. В.В. Николаевского. – М.: Мир, 1974. – 413 с.
4. Галиев Ш.У. Динамика гидроупругопластичных систем. – К.: Наук. думка, 1981. – 275 с.

Поступила в редакцию 4.04.2005

УДК 629.735.33

С.А. Бычков¹, А.Г. Гребеников²¹ АНТК им. О.К. Антонова² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»**МЕТОДЫ СОЗДАНИЯ МАСТЕР-ГЕОМЕТРИИ,
МОДЕЛЕЙ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВА И
АНАЛИТИЧЕСКИХ ЭТАЛОНОВ САМОЛЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Предложен метод создания мастер-геометрии самолета, аналитических эталонов его агрегатов, сборных узлов и деталей с помощью компьютерной интегрированной системы UNIGRAPHICS.

аналитический эталон конструкции, мастер-геометрия самолета

Ограниченные возможности проектирования на языке начертательной геометрии, большая трудоемкость работ, обусловленная необходимостью построения плазов и расплазовок деталей, узлов, агрегатов, а также всего самолета, могут быть преодолены путем использования языка аналитической геометрии. Развитие компьютерной техники и появление компьютерных помощников инженера, работающих на этом языке, таких как CADD5-5, CATIA, EUCLID, UNIGRAPHICS, предоставили такую возможность. С помощью этих систем возможно реализовать интегрированное проектирование самолетных конструкций [1 – 9].

Однако применение таких систем существенно изменяет как традиционную форму конструкторско-технологической документации, так и сам процесс проектирования деталей и узлов, делая его более наглядным и определенным. Правда, использование конструкторско-технологической документации в компьютерном виде порождает и новые трудности, связанные с легкостью внесения изменений в компьютерные модели и невысокой надежностью длительного хранения информации на компьютерных носителях.

Модель геометрии детали в компьютерном виде (далее – аналитический эталон, или анэт детали) является базовым, первичным элементом

конструкции при компьютерном конструировании новой машины. Он содержит в себе эталонные координаты всех точек поверхности детали в заданной системе координат и представляет собой основу компьютерного проекта геометрии самолета.

Сегодня под компьютерным проектом понимаются система конструкторских, расчетных и технологических моделей, а также данные для сертификации, управления качеством, технического обслуживания в эксплуатации, утилизации, т.е. управления жизненным циклом самолета [1, 7].

Компьютерный проект самолета включает в себя следующие модели [2, 8]:

- модель № 1; мастер-геометрия самолета (или модель поверхности самолета, определяющая все точки, лежащие на поверхности самолета);
- модель № 2; модель распределения пространства самолета;
- модель № 3; модели стыков и соединений по конструктивно-технологическим разъемам;
- модель № 4; модель геометрии всего изделия (аналитические эталоны всех деталей, узлов, агрегатов и самолета в целом), т.е. модель полного компьютерного определения самолета.

Рассмотрим процесс создания каждой из перечисленных моделей самолета.

Модель № 1. Мастер-геометрия самолета.

Процесс создания модели № 1 можно разделить на следующие этапы:

- 1) разработка математической модели самолета;
- 2) разработка теоретических чертежей агрегатов;
- 3) создание моделей поверхности агрегатов, объединение их в модель поверхности самолета;
- 4) создание каркаса (нанесение следов базовых поверхностей конструктивно-силового набора (КСН) в объеме теоретического чертежа (ТЧ) и конструктивно-силовой схемы (КСС)).

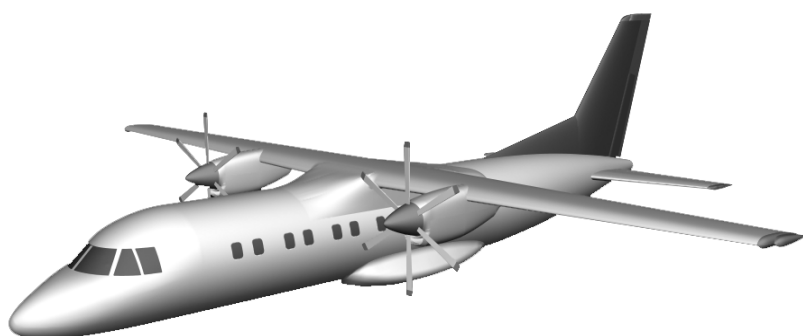
На рис. 1 представлен метод создания мастер-геометрии самолета при помощи компьютерных интегрированных систем, а на рис. 2 – реализация этого метода при создании мастер-геометрии (моделей поверхностей) самолетов, созданных с помощью системы CAD\CAM\CAE UNIGRAPHICS.

Модель № 2. Модель распределения пространства самолета.

Процесс создания модели № 2 можно разделить на следующие этапы:



Рис. 1. Метод создания мастер-геометрии самолета при помощи компьютерных интегрированных систем



а



б



в

Рис. 2. Мастер-геометрия (модели поверхностей) самолетов, созданных при помощи системы CAD\CAM\CAE UNIGRAPHICS:
а – Ан-140; б – Ан-74TK-300; в – Ан-148

- 1) разработка конструктивно-технологического членения;
- 2) панелирование;
- 3) создание конструктивно-силового набора;
- 4) создание элементов конструкции;
- 5) размещение оборудования, приборов, покупных изделий и т.д.;
- 6) компоновка систем;
- 7) компоновка кабины экипажа;
- 8) компоновка пассажирской кабины (грузовой кабины);
- 9) стыковка агрегатов и систем;
- 10) создание дерева проекта самолета.

На рис. 3 представлен фрагмент модели распределения пространства отсека фюзеляжа, созданного с помощью системы CAD\CAM\CAE UNIGRAPHICS.

Модель № 3. Модели соединений и стыков по конструктивно-технологическим разъемам.

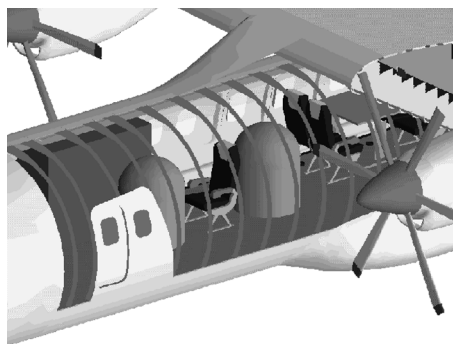


Рис. 3. Фрагмент модели распределения пространства

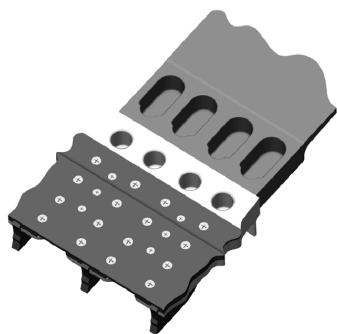


Рис. 4. Элемент стыковочного узла

Разработка модели № 3 включает в себя следующие этапы:

1. Полное определение конструкции соединений и стыков.
2. Назначение взаимоувязанной системы допусков на элементы стыка.

На рис. 4 показан элемент стыковочного узла.

Модель № 4. Модель геометрии всего изделия.

Разработка модели № 4 включает в себя следующие этапы:

1. Позонное моделирование:
 - размерноточных компонентов конструкции со всеми связями и соприжениями;
 - системы с конструктивными элементами крепления;
 - очертаний агрегатов и прибо-

ров с точной привязкой элементов крепления, а также проверку элементов конструкции на предмет взаимопроникновения и зазоров, собираемости.

2. Посекционное моделирование:

- аналитических эталонов всех элементов конструкции;
- базы данных чертежей;
- наполнения атрибутивной информацией.

3. Поагрегатное моделирование:

- систем, проходящих через агрегаты без технологического членения;
- сбор и контроль всей информации по проекту.

На рис. 5 показан фрагмент модели № 4 фюзеляжа самолета.

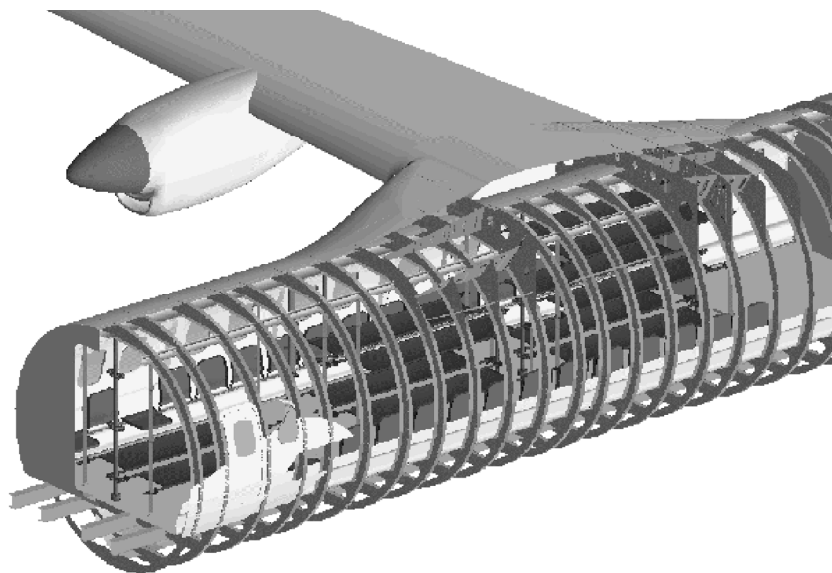


Рис. 5. Фрагмент модели № 4

Ниже представлены методы интегрированного проектирования и моделирования агрегатов самолета при помощи компьютерных интегрированных систем: крыла (рис. 6), фюзеляжа (рис. 7), горизонтального оперения (рис. 8).

В качестве примера рассмотрим метод создания аналитических эталонов сборных самолетных конструкций в процессе проектирования горизонтального оперения (ГО) как агрегата планера самолета с помощью системы CAD\CAM\CAE UNIGRAPHICS.

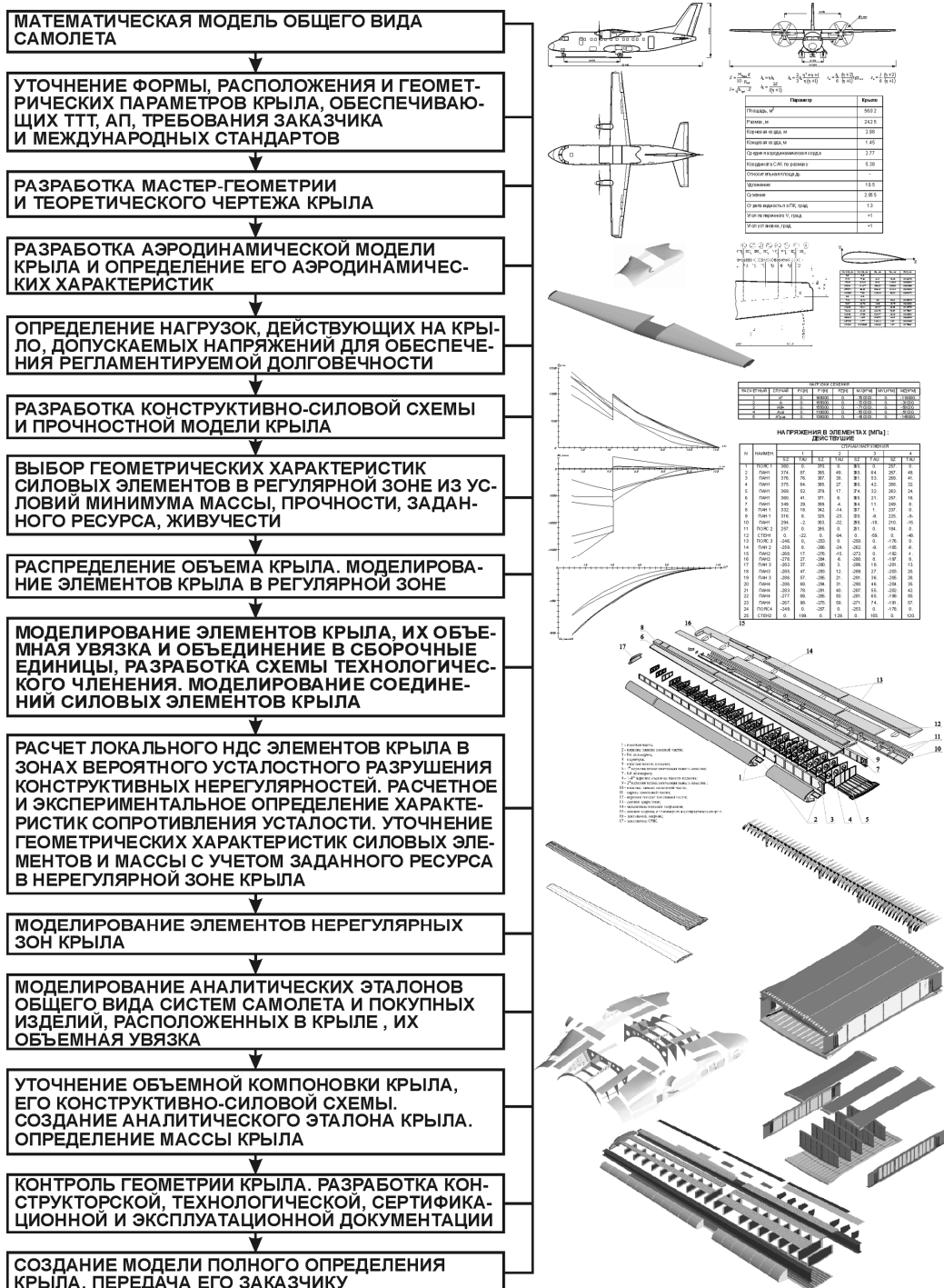
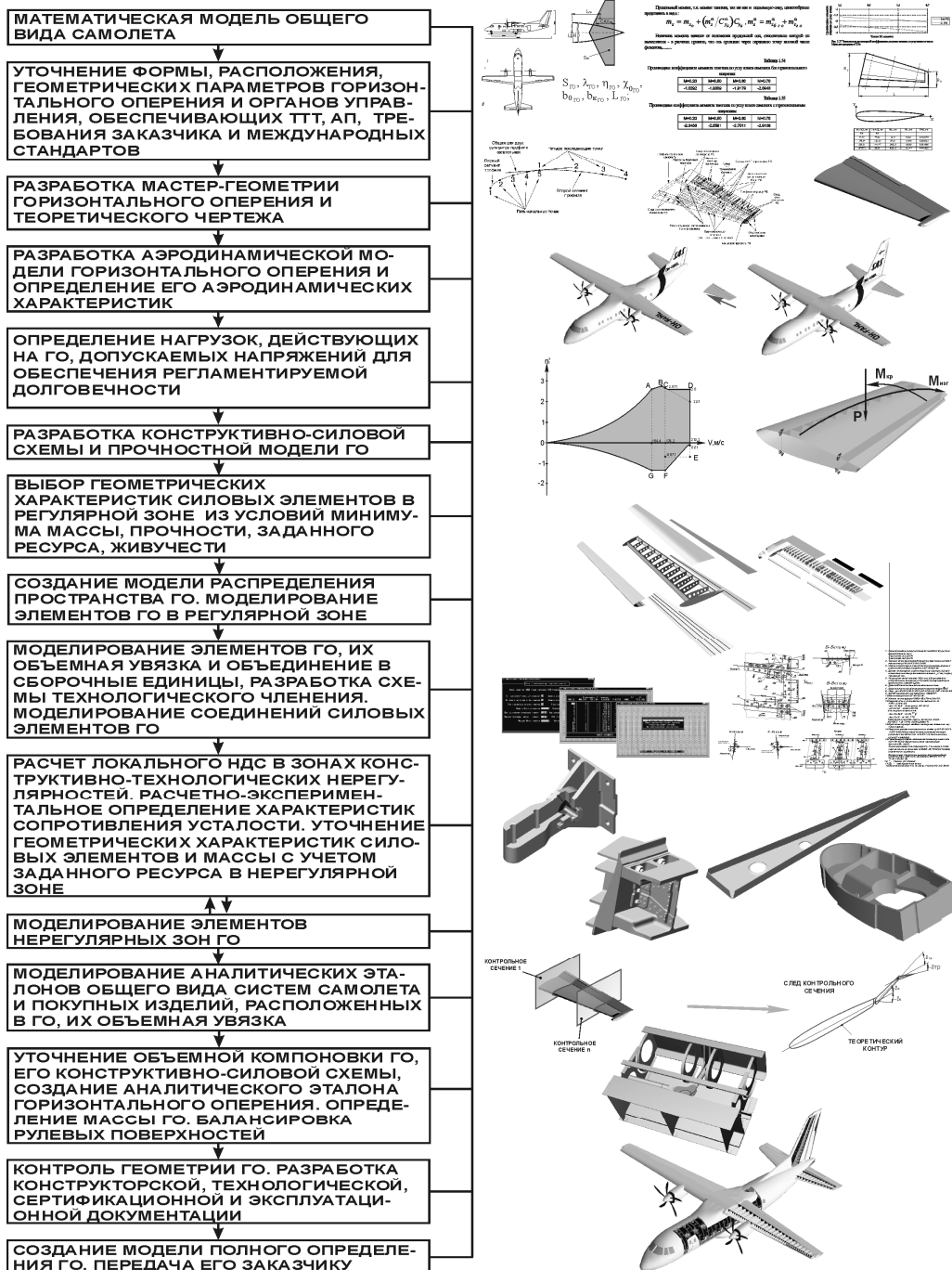


Рис. 6. Интегрированный метод проектирования и компьютерного моделирования крыла при помощи систем CAD/CAM/CAE



Исходные данные для проектирования ГО вырабатывают на стадии эскизного проектирования самолета. Проектирование оперения должно обеспечить получение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех возможных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолета в нормальный режим полета после непроизвольного превышения критических значений углов атаки и попадания самолета в режим штопора. В задачу проектирования оперения входят определение его относительных параметров и геометрических размеров, выбор оптимальной формы, выбор конструктивно-силовой схемы, определение действующих нагрузок, расчет массы оперения и учет влияния оперения на центровку самолета. Используя существующие методики [10] и созданные программные продукты, определяют следующие параметры: площадь, удлинение, сужение, стреловидность, концевые и корневые профили, характеристики рулевых поверхностей. Помимо этого на стадии эскизного проектирования необходимо задать условия стыковки агрегатов между собой. Для ГО такими условиями станут координаты точек стыка стабилизатора и фюзеляжа, стабилизатора и руля высоты (в процессе дальнейшего проектирования их положение можно изменить, однако это вызовет необходимость цепного изменения в согласуемых агрегатах).

При использовании системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS геометрическую модель ГО строят следующим образом:

- создают каркас кривых, описывающих теоретические обводы ГО и положение элементов конструктивно-силовой схемы;
- по существующему каркасу кривых выполняют построение модели поверхности теоретического обвода;
- создают трехмерные модели деталей силового набора, обшивок и узлов навески;
- выполняют взаимную увязку между собой силового набора, обшивок и узлов навески, проводят анализ точностных характеристик их взаимного положения.

Для описания плоских обводов в авиации наиболее широко применяют кривые второго порядка из-за того, что они обладают кривизной одного знака, т.е. не имеют точек перегиба, что является очень важным условием

при построении аэродинамических профилей.

После построения аэродинамических профилей характерных сечений, формируется каркас кривых, необходимых для построения модели поверхности (следы переднего и заднего лонжеронов, каркасы руля высоты, триммера, сервокомпенсатора и т.д.) (рис. 9).

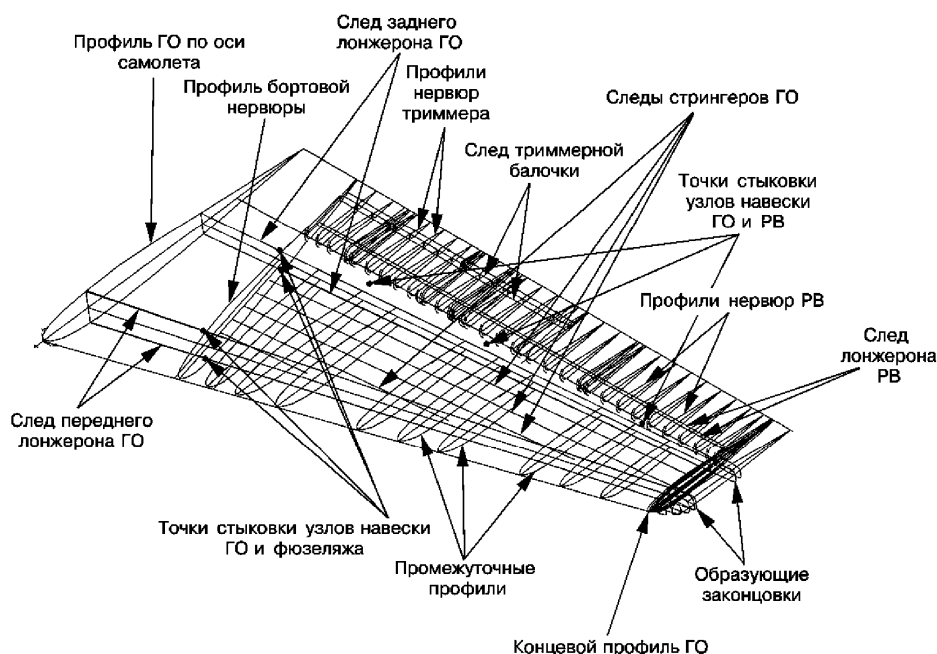


Рис. 9. Каркас кривых, необходимых для построения модели ГО

Формирование каркаса кривых производится путем плоскопараллельного переноса построенного сечения из рабочей плоскости в точку его привязки (определяется геометрическим построением линии передней кромки и линии следа характерного сечения).

Описанные выше построения в дальнейшем используют для создания теоретических и сборочных чертежей ГО. Таким образом, получена возможность использовать одни и те же геометрические построения для создания как модели поверхности агрегата (компьютерного эталона), так и чертежной документации, чем исключается погрешность при переносе размеров с чертежей на модель и с модели на чертежи. Кроме того, данные построения вполне реально использовать и при создании эксплуатационной и ремонтной документации.

Следующим шагом является создание модели поверхности теоретического обвода оперения.

Для формирования подобной модели используют модуль построения поверхностей в системе UNIGRAPHICS. Данный модуль системы предлагает достаточно большое число различных способов (четырнадцать основных) построения поверхностей, однако для построения теоретических моделей стабилизатора и руля высоты, а также триммера и сервокомпенсатора наиболее целесообразно применять линейчатые поверхности. Суть построения данного типа поверхностей сводится к заданию двух граничных кривых, между которыми по линейным образующим создается поверхность (рис. 10).

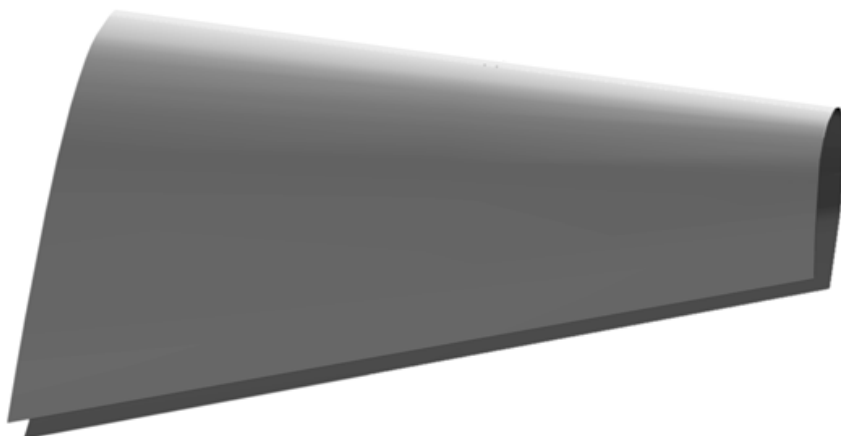


Рис. 10. Модель поверхности теоретического обвода стабилизатора

Таким образом, поверхность представляет собой результат движения линии между двумя кривыми с эквивалентным их разбиением на равное бесконечно большое число отрезков.

Наиболее сложным элементом оперения для построения является его законцовка, поэтому рассмотрим процесс ее построения более подробно. Для проектируемого самолета она выполняет одновременно функции роговой компенсации руля высоты.

В качестве способа построения для формирования законцовки наиболее целесообразно использовать метод создания биповерхностей. Суть метода заключается в движении образующей по нескольким генерирующим кри-

вым (рис. 11), при этом число образующих может варьироваться (но не менее двух) и первая из них – вырождаться в точку.

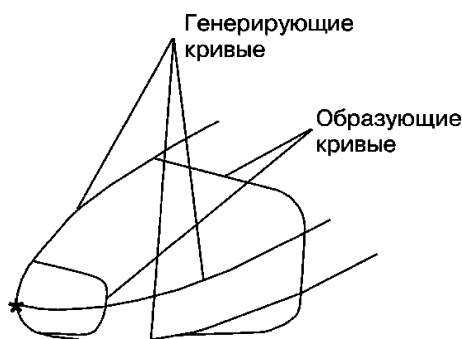


Рис. 11. Схема задания кривых для построения биповерхности

им процентные линии на основной поверхности стабилизатора. Таким образом, поверхность представляет собой результат движения видоизменяющейся образующей кривой по генерирующим кривым с биквадратичной аппроксимацией ее видоизменения (рис. 12).

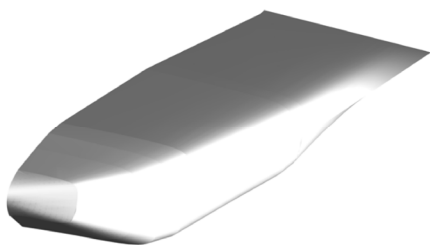


Рис. 12. Законцовка ГО

Форма образующих определяется из аэродинамических соображений (уменьшение индуктивного сопротивления), а генерирующими кривыми являются дуги концевой профиля (верхняя и нижняя) и форма законцовки стабилизатора на виде в плане. Необходимо следить за тем, чтобы касательной к начальной и конечной точкам образующей были соответствующие

Следующим шагом в процессе дальнейшей работы над стабилизатором является членение модели поверхности его теоретического обвода. Для этого принимают решение о разделении обшивки стабилизатора на ряд сегментов (носок, межлонжеронные части, хвостовик и т.п.) в

соответствии с предполагаемыми схемой технологического членения агрегата, методом сборки и выбранной конструктивно-силовой схемой. Для конструктивно-силовой схемы проводят проектировочный расчет, после выполнения которого определяются основные геометрические размеры силовых элементов. Расчет осуществляют с использованием либо модуля CAE системы UNIGRAPHICS, либо других прикладных программных пакетов, например RITMOK. Выделенным элементам обшивки в соответствии с произведенными расчетами придается толщина. Таким образом, результатом выполнения данного шага являются набор обшивок стабилиза-

тора с точным соблюдением теоретического контура и геометрические параметры основных силовых элементов.

В дальнейшем необходимо приступить к формированию непосредственно силового набора стабилизатора (руля высоты). Его построение выполняется в модуле твердотельного моделирования системы UNIGRAPHICS. Для построения различных типов элементов используются различные методы построений (которых также предоставляется достаточно большое количество). Так, для полок лонжерона наиболее приемлем способ протяжки контура сечения вдоль генерирующей кривой, для формирования нервюр более подходящим можно признать способ «выдавливания» заданной геометрии из плоскости, для создания моделей крепежных элементов или элементов типа тяга – вращение образующей кривой вокруг оси. Для формирования деталей сложной формы применяют несколько различных способов с последующим объединением элементов в единое твердое тело.

Наиболее сложным в построении элементом является узел навески стабилизатора на фюзеляж. Это связано со следующими причинами:

- многодетальность (в приведенном ниже примере число деталей достигло девяноста пяти);
- сложные внешние формы;
- необходимость увязки большого числа элементов.

Модель узла навески создается как сборочная единица, состоящая из определенного числа деталей. При этом все детали формируются в отдельных файлах, что позволяет существенно снизить загрузку компьютера на данном этапе работы, а следовательно, ускорить процесс создания модели. Для создания деталей используются также модуль твердотельного моделирования системы UNIGRAPHICS и все приемы, изложенные выше. Данный модуль имеет сквозную параметризацию (в роли параметров выступают как размеры детали, так и графические примитивы, на основе которых происходило построение), что в дальнейшем позволяет изменять геометрию входящих деталей и сборок.

Сборка конструкции узла осуществляется методом присоединения в основной файл файлов, входящих в сборочную единицу деталей, ориентирование детали осуществляется по рабочим системам координат с после-

дующей проверкой сопряжения деталей. Внешний вид аналитического эталона переднего узла навески стабилизатора показан на рис. 13.

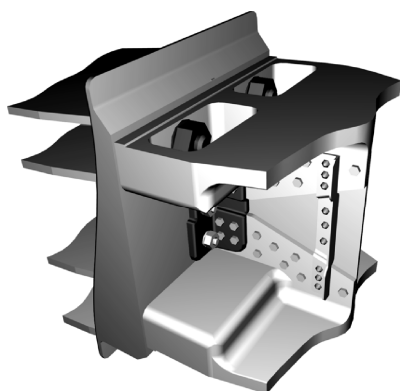


Рис. 13. Аналитический эталон переднего узла навески ГО

Последним шагом в формировании моделей стабилизатора и РВ служит создание аналитических эталонов узлов навески РВ. Учитывая, что условия стыковки узлов заданы еще на стадии эскизного проектирования, а геометрия силового набора определена на последующих этапах, можно приступить к созданию аналитических эталонов стыковых узлов.

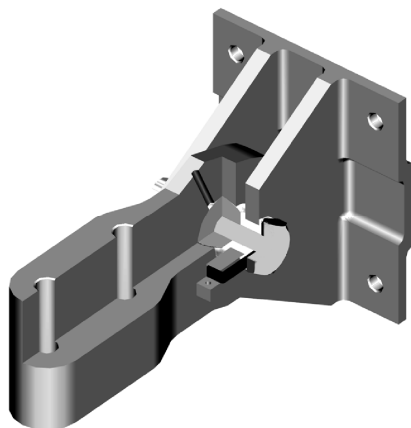


Рис. 14. Аналитический эталон узла навески РВ

схем их технологического членения (рис. 15 и 16). Она служит для формирования полной сборочно-компоновочной модели самолета. Все проведенные построения являются параметрическими, а следовательно, не составит большого труда внести изменения в геометрию элементов (при

Сформировав геометрию силового набора, производим «сборку» ГО. Эта операция осуществляется с помощью специальных опций системы UNIGRAPHICS, которые выполняют контроль за постановкой элемента в строго заданное проектировщиком место в строго заданной пространственной ориентации (опция INFO выдает данные о взаимном пространственном положении деталей как в числовом формате, так и в графическом виде на дисплее).

Их построение также выполняется в модуле твердотельного моделирования с использованием тех же принципов, что были изложены выше при рассмотрении вопросов формирования основных силовых элементов и узла навески стабилизатора. Полученный аналитический эталон узла навески (рис. 14) проходит те же стадии расчета, что и основная конструкция стабилизатора и РВ.

Окончательным шагом является создание сборки стабилизатора и РВ и

внесении изменений в геометрию необходимо повторить этапы расчета на прочность).

Геометрия полученных элементов является первоисточником информации для модуля CAM системы UNIGRAPHICS. В этом модуле производится создание программ для станков с ЧПУ и проектирование иных технологических процессов, причем сложность геометрии и требования точности не являются в данном случае серьезным препятствием (в экспериментальных целях автором производилось написание программы для станка с ЧПУ с точностью следования геометрии на порядок меньше величины деформации инструмента, общее время обработки данной задачи машиной увеличивалось на величину не более 25 ... 27%).

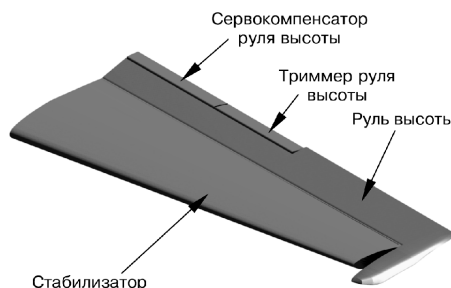


Рис. 15. Сборная модель стабилизатора и РВ

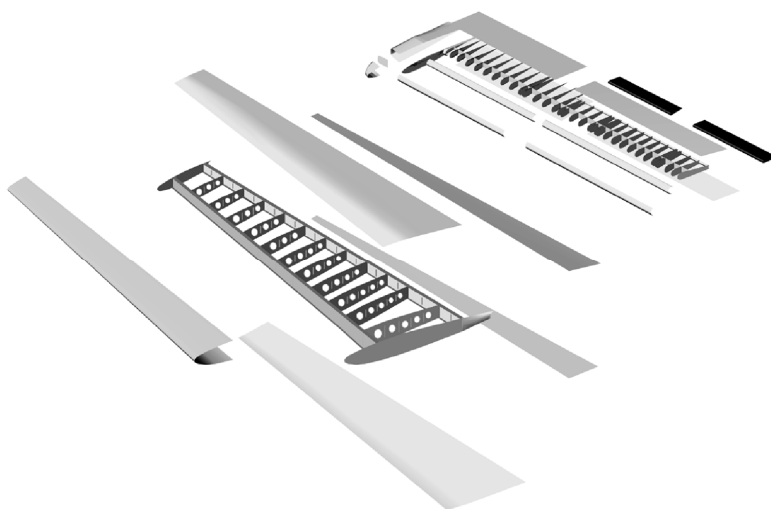


Рис. 16. Схема технологического членения стабилизатора и РВ

Помимо программ модуль позволяет организовать проектирование в автоматическом режиме процессов штамповки, резки, литья и т.д. Спроектированные детали подразделяются на группы в соответствии с типом предполагаемой обработки (фрезеровка, точение, литье, штамповка и т.д.), и производится проработка технологии их изготовления. Помимо этого, полученные модели используются для формирования технологической

оснастки и создания конструкторской и технологической документации. Данный процесс в компьютерных системах значительно упрощен. Это связано с тем, что представление объемной модели в трех основных проекциях осуществляется автоматически, а построение геометрических сечений есть процесс построения кривых пересечения тела модели и секущей плоскости (также автоматизированный). Следовательно, при создании чертежной документации практически исключены ошибки построения, так как все построения выполняются с использованием одного первоисточника (модели детали, узла, и т.д.). Для создания эксплуатационной и ремонтной документации необходимо произвести процесс «разборки» полученных агрегатов на составляющие детали. Процесс существенно упрощит тот факт, что одновременно с формированием моделей ведется и процесс создания спецификаций и необходимой конструкторской документации. Разгруппированные узлы размещаются на поле поясняющих рисунков в соответствии с правилами оформления эксплуатационной и ремонтной документации, а текстовая часть создается на базе существующей конструкторской документации.

Таким образом, использование CAD/CAM/CAE систем позволяет вести проектирование агрегатов планера самолета с существенно большей эффективностью благодаря следующим преимуществам:

- созданные модели являются первоисточником информации для других применяемых модулей и систем либо внешних программных продуктов;
- все производимые построения могут использоваться в дальнейшем для создания конструкторской, технологической, эксплуатационной и ремонтной документации;
- процессы работы над конструкцией и технологией агрегата могут вестись практически параллельно;
- с помощью использования информационного менеджмента упрощается работа со всей номенклатурой документации;
- существенно выше точностные показатели спроектированных узлов;
- технологические проблемы выявляются на ранних стадиях проектирования агрегата, а не в процессе производства и оперативно устраняются;
- появляется возможность проектировать равнопрочные конструкции с непрерывным изменением геометрических параметров;

– существенно снижается трудоемкость проектирования и изготовления деталей и узлов агрегата.

Представленная методика создания аналитических эталонов самолетных конструкций является типовой для создания аналитических эталонов крыла, фюзеляжа, вертикального оперения.

Литература

1. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении / Братухин А.Г., Давыдов Ю.В. и др. – М.: МАИ, 2000. – 304 с.
2. Гребеников А.Г. Методология интегрированного проектирования сборных самолетных конструкций регламентируемой долговечности // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 23. – С. 191 – 200.
3. Александров П.С. Лекции по аналитической геометрии, дополненные необходимыми сведениями из алгебры с приложением собрания задач. – М.: Наука, 1968. – 912 с.
4. Беклемишев Д.В. Курс аналитической геометрии и линейной алгебры. – М.: Наука, 1974. – 320 с.
5. Большая энциклопедия транспорта: В 8 т. – М.: Машиностроение, 1995. – Т. 2. Авиационный транспорт. – 400 с.
6. Давыдов Ю.В., Злыгарев В.А. Геометрия крыла: Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей. – М.: Машиностроение, 1987. – 136 с.
7. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / Под общ. ред. А.Г. Братухина – К.: Техніка, 2001. – 728 с.
8. Матусевич В.И., Бойко Ю.Р. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством // Технологические системы. – К.: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 1. – С. 77 – 82.
9. Машиностроение: энциклопедия Самолеты и вертолеты. Кн. 1 / Ред. совет: К.В. Фролов и др. – М.: Машиностроение. Т. IV-21. Аэродинамика, динамика полета и прочность. / Г.С. Бюшгенс, Ю.А. Азаров, Г.А. Амирьянц и др.; Под общ. ред. Г.С. Бюшгенса. 2002. – 800 с.
10. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редакцию 6.04.2005

УДК 629.735

П.А. Фомичев*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***МЕТОД РАСЧЕТА ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ
АВИАКОНСТРУКЦИЙ ПО ЛОКАЛЬНОМУ
НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОМУ СОСТОЯНИЮ**

Изложен метод расчета долговечности элементов конструкций по локальному напряженно-деформированному состоянию. Принят энергетический критерий усталостного разрушения. В качестве исходной информации о материале служат циклические деформационные и усталостные характеристики, получаемые по результатам испытаний гладких образцов. Показана возможность применения метода к расчету тел с контактной передачей нагрузки.

метод, циклическое нагружение, долговечность, гистерезис, рассеянная энергия, концентрация напряжений, элемент конструкции.

Разрушение элементов конструкций практически всегда начинается в зонах концентрации напряжений. В настоящее время известны два подхода к расчетам долговечности таких элементов – по номинальным напряжениям и по локальному напряженно-деформированному состоянию (НДС). Первый подход был разработан в 60-е годы, когда для определения НДС конструкций преимущественно применяли расчетную схему тонкостенного стержня, получаемые при этом напряжения и были номинальными. Расчет долговечности проводили с учетом эффективных коэффициентов концентрации напряжений, которые находили по результатам многочисленных предварительных испытаний конкретных зон конструктивной нерегулярности.

Развитие вычислительной техники привело к широкому внедрению в практику инженерных расчетов метода конечных элементов (МКЭ), реализованному в настоящее время в ряде специализированных программных продуктов типа NASTRAN, ANSYS, COSMOS и др. Применение МКЭ позволяет получить поля напряжений и деформаций. Расчет долговечности по локальному НДС основан на учете реальных напряжений и деформаций в зонах конструктивной нерегулярности. Этот подход более универ-

сален, но требует углубленного изучения процессов циклического деформирования материала в концентраторе напряжений при регулярном и нерегулярном нагружении.

Важным этапом в анализе усталостного разрушения материала является исследование процесса накопления повреждений на стадии зарождения трещины. В условиях эксплуатации на конструкцию действуют нагрузки с переменной амплитудой. Поэтому для расчета долговечности находят применение различные методики суммирования усталостных повреждений, основанные на феноменологическом подходе к процессу усталости. В этих методиках как критерий разрушения, так и закономерности накопления повреждений определяются гипотезами и допущениями, принимаемыми авторами. Вследствие неопределенности понятия "повреждение" затруднена непосредственная экспериментальная проверка принимаемых допущений. Совершенствование методики суммирования должно осуществляться на базе экспериментально подтвержденных и имеющих физическое обоснование критериев усталостного разрушения.

Таким образом, при разработке метода расчета долговечности необходимо установить критерий усталостного разрушения, механизм накопления повреждений, а также параметр, характеризующий долговечность материала в условиях однородного и неоднородного напряженного состояния. Предпочтение может быть отдано энергетическому подходу, поскольку он допускает физически ясное суммирование рассеянной энергии как при регулярном, так и нерегулярном циклическом нагружении.

В направлении решения указанных задач в лаборатории "Прочность" выполнен комплекс теоретических и экспериментальных исследований. Экспериментальные исследования проведены на установках, созданных на базе универсальных электромеханических испытательных машин. Эти установки включают специализированные тензометры, блоки обработки аналоговых сигналов, аналого-цифровые преобразователи, компьютер [1]. Разработанное программное обеспечение дает возможность получать информацию о рассеиваемой в металле в процессе циклического нагружения энергии. Реализован метод петли гистерезиса, разрешающая способность блока измерения составляет около $5 \cdot 10^{-6}$ мм/мм. Для измерения деформаций в концентраторах напряжений и гладких образцах применены тензометры с базами 2 мм и 15 мм. Образцы были изготовлены из материалов с контрастными циклическими деформационными свойствами, а именно, из малопластичных сплавов Д16АТ, В95пчТ2, В95пчТ3, пластичного АМцМ

и стали 30ХГСА со средними свойствами пластичности. Кроме этого были испытаны образцы из сталей 40Х, 45, 12ХНЗА и др.

В процессе испытаний образцов без концентраторов напряжений проведены измерения амплитуды полной и остаточной деформации, которая численно равна половине ширины петли гистерезиса. Предложено уравнение кинетической диаграммы циклического деформирования (зависимости амплитуды остаточной деформации от относительной наработки), введены функции разупрочнения (упрочнения) [2 – 4]. Зависимость средних значений остаточных деформаций от амплитуд напряжений характеризует основная диаграмма циклического деформирования. По результатам экспериментов при симметричном и асимметричном нагружении установлено, что эту зависимость в логарифмических координатах можно представить в виде прямой или ломаной прямой, состоящей из двух отрезков.

В задачах поциклового расчета напряженного состояния и определения долговечности возникает необходимость в учете действительной диаграммы циклического деформирования материала, которая устанавливает зависимость текущих значений деформаций от напряжений или контур петли гистерезиса при периодическом нагружении. Показана применимость уравнения в виде суммы линейного и степенного слагаемых, записанного в координатах разгрузки, помещенных в точки реверса напряжений и деформаций, предложены уравнения контура, коэффициентов формы петли гистерезиса [5] и поперечной деформации [6].

На основе анализа результатов экспериментальных исследований в работе [7] сформулирована модель расчета кинетики амплитуды остаточной деформации при программном нагружении. Очень важная особенность циклического деформирования металла при блочном нагружении заключается в том, что после перегрузки на ступени с максимальной амплитудой напряжения величина амплитуды остаточной деформации на остальных ступенях превышает значение, достигаемое при регулярном нагружении с той же наработкой и амплитудой напряжения. Если число блоков до разрушения велико, то без существенной погрешности можно считать, что кинетика остаточной деформации наблюдается только на перегрузочной ступени в блоке нагрузок.

Величину рассеянной за цикл нагружения в элементарном объеме материала энергии обычно находят как площадь петли гистерезиса. В работе [8] предложен энергетический критерий усталостного разрушения метал-

лов, основанный на разделении суммарной рассеянной за цикл нагружения энергии на опасную и неопасную с точки зрения усталости составляющие.

Энергетический критерий усталостного разрушения и модель циклического деформирования материала позволили сформулировать метод расчета долговечности при нерегулярном нагружении [9, 10]. Поскольку циклическое деформирование нестабильных металлов характеризуется различными кинетическими диаграммами и функциями разупрочнения (упрочнения), нельзя установить единую формулу для расчета долговечности. Однако, исходя из общих соотношений, могут быть получены зависимости, применимые для конкретного материала и условий нагружения.

При расчете долговечности тел с концентраторами напряжений необходимо различать две задачи, первая связана с определением локальных напряжений и деформаций, а вторая – с установлением параметра, характеризующего долговечность до возникновения трещины в условиях неоднородного напряженного состояния.

По совокупности результатов экспериментальных исследований локальных деформаций, полученных с помощью малобазных тензометров, и расчетов по ряду известных приближенных зависимостей отмечено, что наилучшее согласование обеспечивает формула Нейбера с поправочной функцией Махутова [11, 12]. Тем не менее, достигаемая при этом точность нахождения локальных напряжений и деформаций не всегда удовлетворительна. Предложено [13] уточнять поправочную функцию по результатам упругопластического расчета НДС по методу конечных элементов для конкретного концентратора напряжений. В зависимости от решаемой задачи в качестве физического закона следует принимать диаграмму монотонного или циклического деформирования конструкционного материала.

Для решения второй задачи выполнено сопоставление долговечности гладких и надрезанных образцов в зависимости от различных параметров локального напряженно-деформированного состояния. Показано [14], что кривые усталости гладких и надрезанных образцов совпадают только в координатах амплитуда остаточной деформации или рассеянная энергия – число циклов до зарождения трещины размером 0,2 – 0,5 мм. Рассеянную энергию находим как произведение локального напряжения, остаточной деформации в вершине концентратора и коэффициента формы петли гистерезиса. В условиях сложного напряженного состояния в расчетах следует использовать интенсивности напряжений и остаточных деформаций

[13]. Согласование кривых усталости гладких и надрезанных образцов в указанных координатах равнозначно по точности. Однако предпочтение отдано рассеянной энергии, поскольку она допускает физически ясное суммирование при нерегулярном нагружении.

Для учета влияния градиентов напряжений и деформаций на долговечность тел с надрезами [15] применена известная гипотеза о том, что число циклов до зарождения макротрещины определяется характеристиками НДС на некотором расстоянии от вершины концентратора напряжений. В работе [16] на основе предположения о применимости формулы Нейбера в окрестности точки с наибольшей концентрацией предложены зависимости для расчета градиентов напряжений и деформаций. Методики расчета долговечности и предела выносливости образцов с надрезами опубликованы в [17, 18].

Применение энергетического подхода позволило проводить расчеты долговечности при циклическом изгибе [19] по усталостным и циклическим деформационным свойствам материала, полученным в условиях растяжения-сжатия, учитывая при этом форму и размеры детали.

В практике эксплуатации нередки случаи, когда на конструкцию действуют циклические нагрузки с различными частотами. Применительно к авиаконструкциям в качестве несущей закономерно изменяющейся циклической нагрузки рассматривают цикл земля-воздух-земля. На этот цикл накладываются случайные нагрузки, определяемые турбулентностью атмосферы, неровностями аэродрома и др. В первом приближении такое нагружение схематизируют и представляют как бигармоническое, полагая, что частота несущей низкочастотной гармоник существенно ниже частоты высокочастотной гармоник. В работе [20] предложен метод расчета долговечности при таком нагружении, проведено сопоставление с результатами экспериментальных исследований, выполненных в ЦАГИ и ИПП НАН Украины, отмечены причины погрешности известной методики расчета, основанной на линейном суммировании усталостных повреждений.

Метод расчета долговечности по локальному напряженно-деформированному состоянию применен к расчету элементов конструкций с контактной передачей нагрузки. Проведен анализ локального упругопластического НДС на основе МКЭ на контуре заполненного и нагруженного отверстий [21]. Расчет НДС выполнен в два этапа, на первом – определено распределение усилий по связям с учетом податливости крепежа, а на втором – получено распределение напряжений и деформаций на

контуре отверстий в результате численного решения контактной задачи взаимодействия крепежа и обшивки. Установлено, что локальная циклограмма напряжений не только количественно, но и качественно отличается от циклограммы номинальных напряжений, задаваемой в виде программы типового полета [22].

Предложенный метод расчета долговечности элементов конструкций в совокупности с многоуровневым конечно элементным анализом напряженно-деформированного состояния позволяет без проведения дополнительных экспериментальных исследований выбирать рациональное конструктивное решение на этапах проектирования и доработок конструкции, определять эквиваленты соответствия по повреждению программы испытаний и спектра эксплуатационных нагрузок. Установлено лучшее согласование с экспериментальными данными результатов расчетов долговечности натурных конструкций по сравнению с известными методами. Эффективность и достоверность метода подтверждены на примерах расчета долговечности крыльев самолетов Ан-24, Ту-160, Бе-200 и др., гермошпангоута фюзеляжа самолета Boeing 747SR, модели фюзеляжа самолета Boeing 737 при действии циклического наддува [23].

Заключение

1. Предложен метод расчета долговечности элементов конструкций до возникновения усталостных трещин по локальному напряженно-деформированному состоянию, основанный на энергетическом критерии усталостного разрушения. В качестве необходимой информации о свойствах материала достаточно иметь циклические деформационные и усталостные характеристики, полученные при испытаниях гладких образцов.

2. Показана возможность применения метода к элементам конструкций с контактной передачей нагрузки, что позволяет определять долговечность зон конструктивной нерегулярности на этапе проектирования без проведения дополнительных испытаний.

Литература

1. Фомичев П.А., Трубочанин И.Ю., Гребенюк Я.В. Система автоматизированной регистрации и обработки циклических деформационных характеристик конструкционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1998. – С. 14 – 18.

2. Фомичев П.А., Лукаш П., Кунз Л. Определение диаграмм циклического деформирования сталей 15313 и 13030 при многоцикловом мягком нагружении // IX Междунар. коллокви. "Механическая усталость металлов" (Смоленице, Словакия, декабрь 1987 г.). – Братислава, 1987. – С. 130 – 134.
3. Фомичев П.А., Трубочанин И.Ю., Свирский Ю.А. Исследование циклических деформационных характеристик стали 30ХГСА // Пробл. прочности. – 1991. – № 5. – С. 47 – 50.
4. Фомичев П.А. Соотношения между долговечностью, кинетикой деформаций и напряжений при мягком и жестком нагружении // Тр. XI Международного коллоквиума "Механическая усталость металлов". – К.: Наук. думка, 1992. – Т. 1. – С. 43 – 49.
5. Фомичев П.А., Трубочанин И.Ю. Уравнение контура и коэффициент формы петли гистерезиса // Проблемы прочности. – 1997. – № 3. – С. 30 – 38.
6. Фомичев П.А., Трубочанин И.Ю. Коэффициент поперечной деформации и деформационный гистерезис при циклическом нагружении // Проблемы прочности. – 1997. – № 4. – С. 30 – 37.
7. Фомичев П.А., Трубочанин И.Ю. Изменение амплитуды пластической деформации при регулярном и программном мягком нагружении сталей // Проблемы прочности. – 1991. – № 2. – С. 39 – 44.
8. Трощенко В.Т., Фомичев П.А. Энергетический критерий усталостного разрушения // Проблемы прочности. – 1993. – № 1. – С. 3 – 10.
9. Фомичев П.А. Энергетический метод расчета долговечности при нерегулярном нагружении. Сообщение 1. Учет последовательности действия нагрузок // Проблемы прочности. – 1995. – № 7. – С. 3 – 12.
10. Фомичев П.А. Энергетический метод расчета долговечности при нерегулярном нагружении. Сообщение 2. Долговечность при программном блочном нагружении // Проблемы прочности. – 1995. – № 8. – С. 3 – 11.
11. Звягинцев В.В., Фомичев П.А. Экспериментальное исследование долговечности и циклической остаточной деформации в зоне концентрации напряжений // Прочность конструкций летательных аппаратов. – Х.: ХАИ. – 1990. – Вып. 9. – С. 49 – 58.
12. Фомичев П.А., Звягинцев В.В. Прогнозирование долговечности тел с надрезами по локальному напряженно-деформированному состоянию. Сообщение 1. Определение напряжений и деформаций в надрезе при циклическом упругопластическом деформировании // Проблемы прочности. – 2000. – № 3. – С. 37 – 45.
13. Фомичев П.А., Гребенюк Я.В., Трубочанин И.Ю. Расчеты долговечности элементов конструкций в условиях сложного поля напряжений //

Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: ХАИ. – 2003. – Вып. 19. – С. 63 – 66.

14. Фомичев П.А. Прогнозирование долговечности тел с надрезами по локальному напряженно-деформированному состоянию. Сообщение 2. Определение параметра, характеризующего долговечность тел с концентраторами напряжений // Проблемы прочности. – 2000. – № 3. – С. 46 – 55.

15. Фомичев П.А. Прогнозирование долговечности тел с надрезами по локальному напряженно-деформированному состоянию. Сообщение 3. Учет градиентов напряжений и деформаций // Проблемы прочности. – 2000. – № 4. – С. 12 – 21.

16. Фомичев П.А. Расчет градиентов действительных напряжений и деформаций в зоне концентрации напряжений при упругопластическом циклическом деформировании. Сообщение 1 // Проблемы прочности. – 1989. – № 9. – С. 98 – 100.

17. Фомичев П.А., Полак Я. Методика расчета долговечности образцов с концентратором напряжений. Сообщение 2 // Проблемы прочности. – 1989. – № 9. – С. 100 – 103.

18. Фомичев П.А. Методика расчета предела выносливости образцов с концентратором напряжений // Проблемы прочности. – 1989. – № 11. – С. 84 – 86.

19. Фомичев П.А., Абдулкадеер А.Я. Методика расчета долговечности и предела выносливости тел при изгибе // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1999. – Вып. 9. – С. 375 – 379.

20. Фомичев П.А. Долговечность при бигармоническом нагружении // Проблемы прочности. – 2004. – № 3. – С. 25 – 36.

21. Фомичев П.А., Гонтаренко А.П. Определение локальных упругопластических деформаций на контуре заполненного и нагруженного отверстий // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1998. – Вып. 6. – С. 29 – 33.

22. Фомичев П.А., Шпак В.В., Сидоров Н.Г. Формирование локальной циклограммы напряжений при сложном нагружении панели крыла // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 19. – С. 58 – 62.

23. Dybskiy P., Terada H., Fomichov P., Trubchanin I., Shpack V. An approach for prediction of the fatigue crack initiation in airframe metal structures // Fracture and Damage Mechanics. International Conference. London. – July 27 – 29, 1999. – P. 475 – 482.

Поступила в редакцию 11.04.2005

УДК: 629.735 (33 + 35).001

Л.Г. Фортинов*ТАНТК им. Г.М. Бериева, Россия***КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ СОВЕРШЕНСТВА
ДОЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

В докладе рассматриваются комплексные критерии оценки энергетического и конструктивного совершенства дозвуковых летательных аппаратов (ЛА) – использование энергии топлива T_e , энергетического совершенства BaF и транспортный – U . Показано, что критерии BaF и U более полно и комплексно оценивают качества ЛА, чем распространенный критерий T_e .

транспортировка грузов, летательный аппарат, критерии оценки

В процессе совместной работы с выдающимся отечественным ученым и авиаконструктором Р.Л. Бартини [1] и на основании анализа работ многих специалистов в области транспортных машин [к примеру, 2,3] стало ясно, что гениальная работа С. Карно по определению идеальной работы в области тепловых двигателей является закономерной только для двигателя. В то же время, при его использовании на конечный эффект – транспортирование груза – влияет множество факторов, зависящих от параметров движителя, аэродинамических и весовых характеристик машины и др. Например, если изящный легковой лимузин оснастить большими тракторными колесами и попробовать на нем быстро ездить, то станет очевидным бессмысленность сжигания топлива, даже при высоком коэффициенте полезного действия (КПД) двигателя, установленного на нем. Мало того, цена автомобиля является свидетельством крупных затрат, произведенных фирмами разработчика и изготовителя, к которым прибавляется стоимость потребляемого в эксплуатации горючего. Кроме этого, при нынешней напряженности в экологических отношениях с окружающей средой назрела необходимость в комплексе оценки совершенства транспортной машины учитывать приносимую машиной совокупную пользу или вред для экологии.

В многочисленных работах специалистов ТАНТК [4 – 7 и др.] были опубликованы обоснования для оценки технического уровня транспорт-

ных машин: а) в сравнении с идеальными значениями мощности для грузоперевозки (критерий энергетического совершенства BaF) и б) в сравнении с достигнутыми в мире показателями по удельному транспортному критерию (критерий конструктивного совершенства $\bar{U}$). Более того, для морских самолетов критерий $\bar{U}$ был дополнен для учета вероятности эксплуатации самолета на плаву [8, 9], что позволило сравнивать между собой морские самолеты и сделало бессмысленными попытки приносить к оценке их качеств показатели аэродромных (сухопутных) самолетов.

Целью настоящего доклада является познакомить слушателей с указанными комплексными критериями BaF , $\bar{U}$ и сравнить их с наиболее распространенным для транспортных и пассажирских самолетов критерием эффективности энергии топлива [10]:

$$T_e = \frac{m_g L_g}{m_t}, \quad (1)$$

где T_e – эффективность энергии топлива; m_t – масса израсходованного топлива; m_g – масса груза; L_g – дальность его перевозки.

Анализ (1) для многих самолетов позволяет сделать вывод, что его величина зависит от взлетной массы и скорости полета, отчего сравнивать самолеты с различными указанными параметрами с помощью зависимости (1) неверно. Поэтому в наших работах была определена зависимость T_e от взлетной массы, являющейся более активной в определении летно-технических параметров, по отношению к значениям по которой определялась относительная эффективность использования энергии топлива $\bar{T}_e$ которую можно использовать для сравнения и ранжирования самолетов по энергетической экономичности.

Критерий энергетического совершенства BaF является аналогом общеизвестного коэффициента полезного действия (КПД) в механике – η [11]. Он представляет отношение мощности $\bar{A}_S$, необходимой для перевозки груза заданной массы с требуемой скоростью, к затраченной мощности W :

$$BaF = \eta = \frac{\bar{A}_S}{W}. \quad (2)$$

Для простейшей модели перемещения груза (но не транспортной ма-

шины!) с массой m_g по твердой поверхности с коэффициентом трения f величина преодолеваемой силы трения F равна

$$F = m_g f. \quad (3)$$

Необходимая для перемещения груза со скоростью V мощность $\bar{A}_S$:

$$\bar{A}_S = F V = m_g f V. \quad (4)$$

Для летательных аппаратов коэффициент трения f :

$$f = \frac{1}{K}, \quad (5)$$

где K – крейсерское аэродинамическое качество летательного аппарата с массой m_g .

Следовательно, упрощенно:

$$\bar{A}_S = m_g V / K. \quad (6)$$

Однако подобная механическая модель, практически простая для определения $\bar{A}_S$, является приближенной, так как величину K приходится брать по статистическим данным для самолетов типа анализируемого. Более строгой является модель «Эквивалентного тела» (ЭТ), в которой груз уложен в каплеобразное тело, имеющее минимальное аэродинамическое сопротивление при полете на анализируемом режиме (рис. 1).

Поскольку неделимый объем груза определяет объем ЭТ, у которого длина и значения диаметров сечения по длине зависят от объема, мы определяем лобовое аэродинамическое сопротивление ЭТ при скорости V и плотности воздуха ρ на высоте крейсерского полета, умножив которое на скорость, получаем идеальное значение мощности для перевозки груза $\bar{A}_S$:

$$\bar{A}_S = (Q_{x\,et})_g \cdot V = 1,813 \cdot 10^{-5} \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^3 \cdot E_g^{0,66}, \quad (7)$$

где $(Q_{x\,et})_g$ – лобовое сопротивление ЭТ; C_x – коэффициент лобового сопротивления ЭТ (для ЭТ И-721 [12] величина $C_x = 0,032$); E_g – неделимый объем груза.

Для того, чтобы понять, что меньше $\bar{A}_S$ получить мощность на перевозку груза нельзя, представим себе груз в виде группы пассажиров. Общий минимальный объем груза, определяющий объем, размеры и потребляемую мощность на транспортирование ЭТ, будет, если пассажиров уложить внутри ЭТ горизонтально. Разумеется, в реальной жизни людей так

перевозить неудобно, – нужны комфортные позы и объемы существования. Тогда объем ЭТ и, следовательно, $\bar{A}_S$ возрастет. Аналогично, если учитывать конструктивные элементы летательного аппарата – фюзеляж, крыло, силовые установки и т. п., величина потребной мощности возрастет. Но для расчета КПД нам необходимо только минимальное значение $\bar{A}_S$, которым является определяемое по (6) идеальное значение.

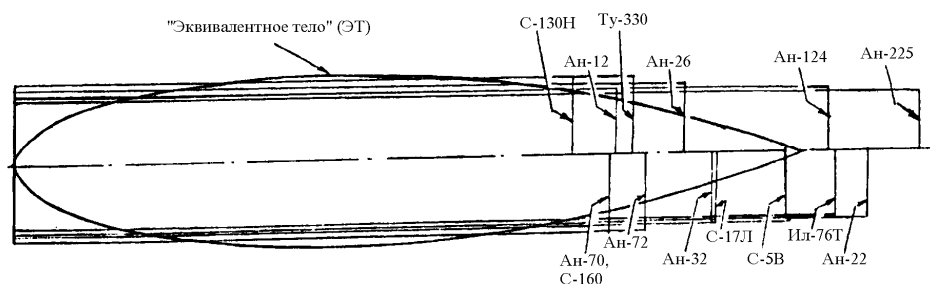


Рис. 1. Совмещенные размеры грузовых кабин транспортных реактивных самолетов и единого ЭТ

Величина затраченной мощности $\bar{W}$ будет тем больше, чем больше затраты энергии топлива силовой установкой летательного аппарата, зависящие от названных “довесков” для перевозки собственно летательного аппарата с грузом внутри, экипажем и топливом (а не груза в отдельности), от реального аэродинамического качества аппарата и весового совершенства конструкции, от экономичности двигателей силовой установки. Но это – только затраты энергии топлива на работу силовой установки в крейсерском полете, характеризующиеся часовым расходом топлива. Затраты, сделанные для обеспечения создания летательного аппарата, его испытаний, производства в серии, создания необходимой инфраструктуры для эксплуатации, польза или вред от взаимодействия с окружающей средой также должны быть учтены в определении $\bar{W}$. Если предположить, что цена летательного аппарата Z учитывает все указанные затраты, приходящиеся на один аппарат, то, разделив ее на удельную стоимость топлива в момент расчета $\bar{C}_Z$, мы определим эквивалентное затратам количество топлива Q_{ET} :

$$Q_{ET} = Z / \bar{C}_Z. \quad (8)$$

Разделив это количество на налет летательного аппарата T , мы получим эквивалентный дополнительный часовой расход топлива $\overline{Q}_{ET}$, который учитываем в величине $\overline{W}$:

$$\overline{W} = A q \left[\frac{Q_{ET}}{T} + \overline{m}_T \right] = A q [\overline{Q}_{ET} + \overline{m}_T], \quad (9)$$

где A – механический эквивалент теплоты; q – теплотворная способность топлива.

Таким образом, зависимость для определения критерия BaF по схеме с использованием ЭТ будет [13]:

$$BaF = \frac{\overline{A}_s}{\overline{W}} = 1,813 \cdot 10^{-5} \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^3 \cdot E_g^{0,66} / A q [\overline{Q}_{ET} + \overline{m}_T]. \quad (10)$$

Критерий BaF является комплексным технико-экономическим критерием, способным оценивать, насколько идеальные значения мощности, потребной для транспортных перевозок в заданных условиях, меньше реальных затрат энергии топлива с учетом создания, эксплуатации и утилизации летательного аппарата и инфраструктур для его использования, взаимодействия с окружающей средой на всех этапах жизни транспортной системы. Благодаря ему, мы вполне обоснованно можем судить об энергетическом совершенстве самолета: чем больше BaF , тем выше его энергетический КПД для общества в целом, а не только для отдельно взятого полета.

Упрощенно значение BaF при $\overline{A}_s$ с использованием зависимости (6) примет вид

$$BaF = \frac{m_g V}{K A q [\overline{Q}_{ET} + \overline{m}_T]}. \quad (11)$$

Умножив обе части уравнения (11) на время крейсерского полета τ и, сведя постоянные величины в коэффициент N , мы получим:

а) в числителе – произведение $m_g V \tau = m_g L_g$, выражающее виртуальную работу по перевозке груза в критерии эффективности энергии топлива (1);

б) в знаменателе – произведение часовых расходов топлива на время полета, равное количеству израсходованного топлива $m_T = [\overline{Q}_{ET} + \overline{m}_T] \tau$;

в) величину $N = [K A q]^{-1}$.

Значение (11) с учетом (1):

$$BaF = N \frac{m_g L_g}{m_t} = N T_e. \quad (12)$$

Как видно, разработанный критерий BaF принципиально соответствует традиционному критерию T_e . Вместе с тем, очевидно, что он является гораздо более основательным при оценке энергетического совершенства летательных аппаратов, так как учитывает в $m_T = [\bar{Q}_{ET} + \bar{m}_T]$ τ значительно более широкий круг затрат энергии топлива, неминуемых при введении транспортной машины в транспортную систему и включающих все, что связано с ее жизнью и взаимодействием с окружающей средой. В более строгом виде – по схеме ЭТ – критерий BaF , благодаря сравнению всех действительных затрат энергии топлива с идеальными, необходимыми для грузоперевозок, является фундаментальным для оценки энергетического совершенства не только летательных аппаратов, но и самодвижущихся транспортных машин любых видов. Более того, приближенные расчеты по различным видам транспортных машин свидетельствуют об удручающе малом КПД использования энергии топлива в сравнении с идеальными значениями (рис. 2).

Вообще говоря, по рис. 2 видно, что увеличение валовой производительности, напрямую связанной со стартовой массой транспортных машин, приводит к росту КПД их использования, т.е. эффективности использования энергии топлива. Иными словами, крупные транспортные средства более экономичны, чем малые. И сравнивать показатели транспортных ЛА с различными массами и валовыми производительностями некорректно. Необходимо сравнивать отношения натуральных величин к предельным, уровневым, что позволяет говорить о совершенстве каждой машины в своем классе масс.

Еще один комплексный критерий оценки транспортного совершенства летательных аппаратов был получен из предложенного Р.Л. Бартини транспортного критерия $\bar{P}$ [1]:

$$\bar{P} = \frac{m_g}{m_0} \cdot V \cdot L_g, \quad (13)$$

где в дополнение к вышеприведенным обозначениям m_0 – взлетная масса летательного аппарата).

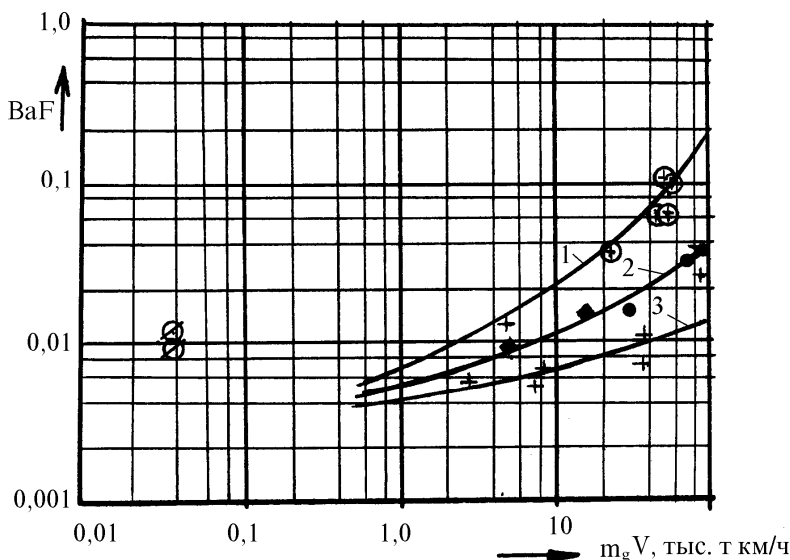


Рис. 2. Значения $BaF(m_g V)$ для различных видов ТМ:
1, ⊕ – водоизмещающие суда; 2, • – пассажирские самолеты;
3, + – военные самолеты; 4, ♦ – самолеты-амфибии; ∅ – автомобили

Анализ взаимосвязи массы груза m_g и дальности его перевозки без дозаправки топливом L_g показал, что существующие транспортные самолеты эксплуатируются с большими грузами на сравнительно наибольших дистанциях, а пассажирские – наоборот. Во всяком случае, установить закономерность этой связи при имеющемся многообразии сочетаний не удалось. Проведенный поиск максимума произведения $(m_g L_g)$, определяющий максимум критерия $\bar{P}$, позволил выявить единственное для каждого самолета максимально возможное значение $\bar{P}$ при величинах m_g и L_g , оптимальных по отношению к максимальной грузоподъемности m_m и расчетной максимальной дальности полета L_m (рис. 3, 4):

$$(m_g)_{opt} = (m_t)_{opt} = 0,5 m_m; \quad (14)$$

$$(L_g)_{opt} = 0,5 L_m. \quad (15)$$

(Этот вывод полностью совпал с выводом М. Тэрри, сделанном на основании других предположений [2]).

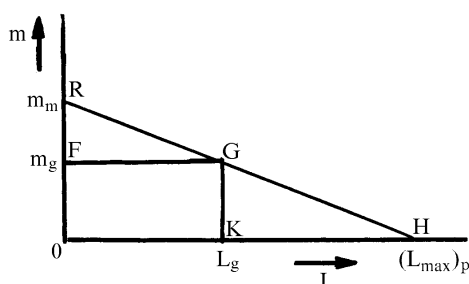


Рис. 3. Линейная модель зависимости $m_g(L_g)$ для самолетов

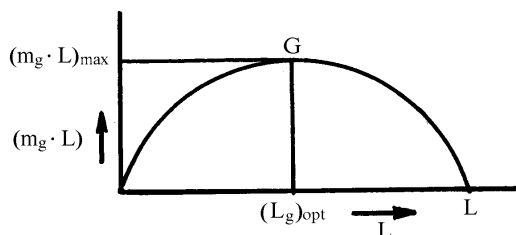


Рис. 4. Зависимость произведения $(m_g L_g)$ от L

При этом максимальное значение $\bar{P}$ превращается в

$$U = 0,25 \bar{m}_0 L_m V, \quad (16)$$

где $\bar{m}_0$ – весовая отдача, т.н. отношение максимальной грузоподъемности m_m , равной сумме массы груза m_g и массы топлива m_T , к взлетной массе m_0 .

Нанесение на поле множеств « $U - m_0$ » статистических значений U самолетов, мы получаем возможность математически описать в виде параболы (рис. 5), огибающей расчетную зависимость $U_{\max} = U(m_0)$, в форме

$$U_{\max} = A (m_0)^\alpha, \quad (17)$$

(так же определяются «средневзвешенные» значения U_{nom}).

Полученная огибающая является максимальным уровнем по величине критерия U , достигнутым технологией самолетостроения на период обработки статистических параметров. По отношению к нему для определенной взлетной массы m_0 мы можем устанавливать в относительных величинах уровень совершенства того или иного самолета и сравнивать самолеты по его величине между собой, независимо от величины массы:

$$\bar{U}_{LA} = \frac{U}{U_{\max}}. \quad (18)$$

Отвлекаясь от специфических мореходных свойств морских самолетов, учитывая вытекающее из величины m_m для оптимальных параметров грузоперевозки равенство массы груза $(m_g)_{opt}$ оптимальной массе топлива $(m_T)_{opt}$, зависимость (16) мы можем представить в конечном виде как

$$U = 0,25 \bar{m}_0 L_m V = 0,5 \bar{m}_0 V T_e. \quad (19)$$

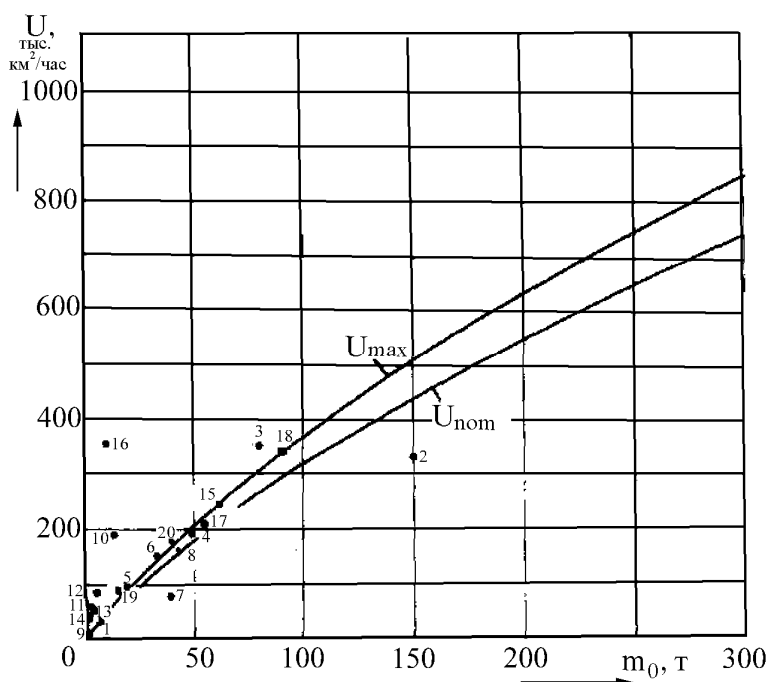


Рис. 5. Результаты расчетов критерия U для реактивных и турбовинтовых ЛА ГА и зависимости $U_{\max}(m_0)$, $U_{\text{ном}}(m_0)$:
 1 – SR/A1; 2 – SR/45; 3 – XP6M; 4 – Бе-10; 5 – P-1; 6 – Бе-12; 7 – PS-1;
 8 – US-1A; 9 – TR1; 10 – Do24A; 11 – «Эвалон-680»; 12 – G21C;
 13 – Си-Стар; 14 – «Супер-Виджеон»; 15 – XP5Y-1; 16 – «Долфинер»;
 17 – SH-5; 18 – A-40; 19 – CL-415; 20 – Бе-200

Таким образом, критерий $\bar{U}_{LA}$, как вытекает из (19), более полно оценивает способность летательного аппарата к грузоперевозкам, чем критерий $\bar{T}_e$, не учитывающий ни весовой отдачи $\bar{m}_0$, ни скорости полета V .

Подобное заключение основано на том, что равенство уравнений (16) и (17) позволяет решить одну из важнейших задач синтеза облика летательного аппарата – определения его взлетной массы по задаваемым параметрам грузопотока. Наличие зависимости $U_{\max} = U(m_0)$ и рассчитанной взлетной массы позволяет также определять прототипы и аналоги намеченного к разработке самолета.

Все это также является свидетельством удивительной прозорливости Р.Л. Бартини, предложившего транспортный критерий, физический смысл которого, несмотря на получаемую после сокращений непонятную мно-

гим размерность – тыс. квадратных км в час, – предельно ясен. Это – удельная (на единицу взлетной массы m_0) валовая производительность перевозки (произведение массы груза на скорость перевозки $m_g V$), обеспечиваемая на дальности перевозки груза L_g .

Сделаем заключение по материалам доклада.

1. Критерий эффективности энергии топлива T_e является оценочным критерием первого приближения для самолетов близкой массы, скорости, высоты полета и весовой отдачи.

2. Критерий T_e вследствие его зависимости от взлетной массы ЛА, может быть использован для приближенного установления и сравнения технического уровня самолетов путем определения его отношения к максимальному расчетному статистическому критерию $(T_e)_p$, т.е. расчетом $\bar{T}_e$.

3. Критерий оценки энергетического совершенства BaF является наиболее полным технико-экономическим критерием для оценки технического уровня ЛА. Однако экономическая база (из-за нестабильности курсов валют и цены самолетов, недостаточно систематизированных других затрат и отсутствия методологии оценки взаимодействия с окружающей средой и др.) для его расчетов пока недостаточно накоплена. В связи с этим использовать критерий BaF целесообразно на этапах создания транспортных систем, когда необходимо сравнивать комплексы транспортных машин и инфраструктуру для их использования.

4. Критерий конструктивного совершенства по транспортным перевозкам U и относительный критерий $\bar{U}$ установления технического уровня ЛА являются более полными и научно обоснованными, чем T_e . По мере накопления статистических материалов этот критерий способен послужить основой для выработки нормативных значений при сертификации авиатехники.

Литература

1. Авиация: энциклопедия / Под ред. Г.П. Свищева. – М.: БРЭ, ЦАГИ, 1994. – 860 с.
2. Панатов Г.С. Р.Л. Бартини – выдающийся авиаконструктор и ученый (к 100-летию со дня рождения) // Научные чтения, посвященные 100-летию со дня рождения Р. Л. Бартини: сб. докл. – М.: ЦАГИ. – 1997. – С. 45 – 56.

3. Terry Michael. What price transport? AIAA, paper 89-1487-Sr.
4. Миль М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование. – М.: Машиностроение, 1966. – 232 с.
5. Фортинов Л.Г. Интегральный критерий энергетической оценки самоходных транспортных машин // Сб. докладов 1 научной конференции по гидроавиации «Геленджик-96». – М.: ЦАГИ. – 1996. – С. 15 – 21.
6. Фортинов Л.Г., Терешко В.О. Энергозатраты, вызываемые преодолением реакции опор от массы транспортных машин // Сб. докладов 2 научной конференции по гидроавиации «Геленджик-98». – М.: ЦАГИ. – 1998. – С. 51 – 57.
7. Фортинов Л.Г. Грузопоток и приближенная оценка взлетной массы самолетов // Аннотации докладов 5-го Международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии 21 века. – М.: ЦАГИ. – 1999. – С. 22 – 27.
8. Панатов Г.С., Фортинов Л.Г., Терешко В.О. Грузовые перевозки дозвуковыми летательными аппаратами: идеальные значения работы и мощности // Сб. докладов 2 научной конференции по гидроавиации «Геленджик-98». – М.: ЦАГИ. – 1998.
9. Панатов Г.С., Фортинов Л.Г. Система оценки эффективности конструкторско-технологических решений для летательных аппаратов гидроавиации с помощью интегральных критериев // Сб. докладов 3 Международной научно-технической конференции «АВИА-2001». – К.: Министерство образования и науки Украины. – 2001. – Т. 1. – С. 72 – 77.
10. Кобзев В.А., Фортинов Л.Г. Эффективность использования энергии топлива на реактивных дозвуковых самолетах // Материалы 6 Международной научно-технической конференции «АВИА-2004». – К.: Министерство образования и науки Украины. – 2004. – Т. 4. – С. 65 – 71.
11. Панатов Г.С., Фортинов Л.Г. Комплексная система оценки совершенства летательных аппаратов гидроавиации с помощью интегральных критериев // Доклад на 3 Международных научных чтениях, посвященных памяти И.И. Сикорского и творческому наследию выдающихся российских авиаторов. – М.: РАН. – 2001. – С. 29 – 36.
12. Фриш С.Э., Тиморева А.В. Курс общей физики. – М.-Л.: Гос. изд-во научно-теоретической литературы, 1952. – Т. 1. – 482 с.
13. Красноперов Е.В. Экспериментальная аэродинамика. – Л.-М.: ОНТИ НКТП СССР, гл. ред. авиа. пром., 1935. – Ч. 2.
14. Казневский В.П. Роберт Людвигович Бартини. – М.: Наука, 1997. – 188 с.

Поступила в редакцию 7.04.2005

УДК:629.735 (33+35).001

Н. А. Лавро

ТАНТК им. Г.М. Бериева

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ МОЛНИЕСТОЙКОСТИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ САМОЛЕТОВ-АМФИБИЙ

В докладе рассмотрены особенности условий эксплуатации самолетов-амфибий над морской поверхностью, усугубляющие угрозу попадания молний, и приведены результаты работ по созданию новой конструкции панелей топливных баков, которые вдвое легче обычных и превосходят их по молниестойкости.

молниестойкость, топливный бак, самолет-амфибия

Новые конструктивно-технологические решения в авиации

Условия эксплуатации самолетов-амфибий существенно отличаются от условий эксплуатации самолетов аэродромной авиации. Главной отличительной особенностью для амфибий является работа их во влажном атмосферном воздухе вблизи водной поверхности и на воде.

Помимо коррозионных угроз, влажный и содержащий соли морской воздух способствует вблизи водной поверхности образованию молниевых разрядов, попадание которых в пожароопасные зоны самолета чревато пожарами. Наиболее опасными зонами являются места установки топливных баков, закрываемых конструктивными панелями, толщина которых по требованию директивных нормативных документов выбирается из условий противостояния ударам молниевых разрядов.

Специалистами ТАНТК им. Г.М. Бериева проведена работа по созданию конструкций панелей топливных баков с использованием материала типа СИАЛ на основе алюминиевого сплава 1441 для самолета-амфибии Бе-103. Этот самолет, являясь небольшой амфибией местных воздушных линий, имеет ограниченную высотность, в связи с чем опасность его поражения молнией в атмосфере вблизи водной поверхности особенно высока. В соответствии с требованиями АП-23 толщина обшивки для обес-

печения молниестойкости должна быть не менее 2,5 мм. В то же время по расчетам на прочность толщина обшивки бака могло бы составить всего 1,2 мм. Таким образом, изготовление панели бака из монолитного алюминиевого листа утяжеляло бы конструкцию более чем в 2 раза, чего допускать было нельзя. Поэтому была поставлена задача создать легкие молниестойкие панели толщиной менее чем 2,5 мм.

Для достижения поставленной задачи был разработан слоистый композиционный материал, на который получен патент.

В предложенном материале в качестве алюминиевого сплава используется высокомодульный сплав пониженной плотности, содержащий более 1,5% лития, а армирующий наполнитель выполнен в виде однонаправленной стеклоткани с основой из высокомодульных, высокопрочных стеклянных волокон и с утком из волокон легкоплавкого полимерного материала.

Листы выполнены из алюминиевого сплава с литием, имеющего модуль упругости при растяжении не менее 77000 МПа, модуль упругости при сжатии не менее 79000 МПа и плотность не более 2600 кг/м³ при прочности не менее 400 МПа.

Основа армирующего наполнителя состоит из высокомодульных высокопрочных стекловолокон диаметром 5 ... 20 мкм с плотностью 2500 – 2580 кг/м³, пределом прочности 4000 – 5000 МПа, модулем упругости 85 ... 100 ГПа и с плотностью расположения нитей в пределах 20 – 30 нитей/см.

Армирующий наполнитель содержит эластичный легкоплавкий полимерный уток с температурой плавления не выше 150 °С и с плотностью расположения нитей не более 6 на сантиметр. Материал утка выбран с таким условием, чтобы при расплавлении при температуре формования он совмещался со связующим, в качестве которого используется термореактивное связующее. Оно выполнено на основе смеси эпоксидных смол с различной молекулярной массой и модифицировано каучуком или термопластичным материалом, имеющим температуру отверждения 120 ... 180 °С.

Модуль упругости слоистого композиционного материала в направлении основного армирования более 60 ГПа, а плотность материала менее 2400 кг/м³.

Таким образом, использование в основе слоистого алюмостеклопластика тонких (0,25 ... 1,0) мм листов из алюминиевого сплава, содержащего более 1,5% лития, предпочтительно системы Al-Li-Si-Mg с высоким модулем упругости (не менее 77000 МПа) вместо листов из традиционных среднепрочных сплавов типа дуралюмин Д16 (2024) на основе системы Al-Si-Mg аналогичного назначения с модулем упругости 71500 МПа позволяет повысить модуль упругости при растяжении и сжатии композиционного материала и приблизить его к модулю упругости алюминиевых сплавов, а также превысить значение модуля слоистых алюмоорганопластиков.

При этом прочностные характеристики сплава с литием и сплавов Д16 (2024) сопоставимы, а скорость роста трещины усталости ниже, что дополнительно способствует повышению сопротивления разрушению материала.

Кроме того, состав и соотношение элементов алюминиево-литиевого сплава обеспечивают достаточную технологичность и возможность получения традиционным методом тонких листов, необходимых для достижения оптимальных свойств слоистого композиционного материала.

Важным преимуществом алюминиевого сплава с литием является также пониженная плотность (не более 2600 кг/м³) по сравнению с самыми распространенными алюминиевыми сплавами типа Д16 (2770 г/м³) или В95 (2820 кг/м³). Это приводит к дополнительному понижению плотности предлагаемого слоистого алюмостеклопластика, преимущественно до 2300 – 2400 кг/м³, т.е. до диапазона, характерного для класса слоистых алюмоорганопластиков АЛОП и ARALL.

Использование стеклоткани в качестве армирующего наполнителя монослоя пластика более удобно и менее трудоемко в технологическом отношении при производстве препрегов и выкладке пакета композиционного материала по сравнению с армирующими наполнителями в виде ровинга.

Уток из волокон эластичного, легкоплавкого полимерного материала обеспечивает сохранение параллельности волокон в основе ткани, точность ее ориентации и тем самым уменьшает или исключает снижение свойств от несовпадения направлений армирования и приложения эксплуатационных нагрузок.

Свойства однонаправленных пятислойных алюмостеклопластиков на базе листов из сплава системы Al-Li-Si-Mg при разных углах приложения нагрузки представлены в табл. 1.

Таблица 1

Изменение свойств пятислойных алюмостеклопластиков
в зависимости от угла α приложения нагрузки

Угол α	Наличие утка	σ_s , МПа	E , Па
0	есть	1050	70
5	есть	920	66
10	есть	790	61
15	есть	630	57

В процессе формования композиционного материала легкоплавкий уток размягчается, а при повышенных температурах расплавляется и совмещается со связующим. Тем самым уменьшаются или устраняются деформация и локальные повреждения стекловолокон по основе и реализуются их высокие прочностные и усталостные свойства в композиционном материале.

Связующее на основе эпоксидных смол с различной молекулярной массой, модифицированных каучуками или термопластами, отверждаемыми при температурах от 120 до 180 °С, обеспечивает монолитность слоя стеклопластика, надежную связь между слоями композиционного материала при сохранении свойств листов из алюминиевого сплава, содержащего литий в искусственно состаренном состоянии.

Высокомодульные и высокопрочные тонкие стеклянные волокна с диаметром 5 ... 20 мкм при плотности расположения нитей (20 – 30 нитей/см) вносят существенный вклад в высокий уровень показателей прочности, усталости, трещиностойкости (скорости роста трещины усталости) и других свойств композиционного материала.

Состав, структура и технологические приемы изготовления предложенного слоистого композиционного материала, состоящего из чередующихся листов алюминиевого сплава и слоев стеклопластика, позволяют обеспечить повышенный модуль упругости – более 60 ГПа и пониженную плотность – менее 2400 кг/м³.

Для исследования свойств заявленного слоистого композиционного материала были изготовлены образцы трехслойной структуры размером 650 × 650 мм с однонаправленной схемой армирования стеклотканью по основе из высокопрочных стеклянных волокон и с утком малой плотности распределения из волокон легкоплавкого полимерного материала, распределенных в высокопрочном связующем на основе модифицированных эпоксидных смол. Характеристики структуры и свойства компонентов созданного (варианты 1, 2, 3) и известного (вариант 4) слоистых композиционных материалов на основе алюминиевых листов и слоев стеклопластика представлены в табл. 2.

Таблица 2

Сравнительные характеристики структуры
и свойства компонентов МПКМ

Характеристика	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Алюминиевый сплав				Сплав 2024Т3
Содержание Li , %	1,5	1,7	2,0	—
Модуль упругости, ГПа				
E при растяжении	77	79	81	71,5
$E_{сж}$ при сжатии	79	81	83	73,5
Плотность d , кг/м ³	2600	2590	2580	2780
Предел прочн. $\sigma_в$, МПа	400	440	460	440
Стеклоянная ткань				Ровинг
Основа:				
Плотность нитей, н/см	30	25	20	
Стеклоянные волокна:				
Диаметр, мкм	5	10	20	10
Предел прочн. $\sigma_в$, МПа	5000	4700	4000	4700
Модуль упругости, ГПа	85	90	100	85,5
Плотность, d , кг/м ³	2500	2550	2580	2500
Уток:				
Темпер. плавл. $T_{пл.}$, °С	150	140	120	—
Плотность нитей, н/см	4	5	6	—
Связующее:				
Темпер. отверждения				
$T_{отв.}$, °С	180	150	120	120

Изготовление панелей и образцов для испытаний выполнялось по стандартной технологии, принятой для слоистых металлополимеров.

Плакированные листы анодировались в хромовой кислоте и покрывались адгезионным грунтом. Затем подготовленные алюминиевые листы помещали на плиту и производили укладку препрега и алюминиевых листов для получения необходимого трехслойного строения. Формование производили автоклавным методом. Механические свойства исследовали на образцах, вырезанных из слоистых листов.

Предел прочности и модуль упругости при растяжении определяли на образцах с шириной рабочей части 15 мм и в соответствии с ГОСТ 1497–84.

Модуль упругости при сжатии определяли на образцах размером 20 – 100 мм согласно ГОСТ 25.003-81.

Трещиностойкость (скорость роста трещины усталости) изучали на образцах размерами 140-120 мм с исходным центральным отверстием диаметром 4 мм и пропилом $21 = 6$ мм при следующих условиях усталостного нагружения: $\sigma_{max} = 120$ МПа, $R = 0$, $f = 5$ гц.

В табл. 3 представлены механические и физические свойства слоистых листов из созданного (варианты 1, 2, 3) и известного (вариант 4) композиционных материалов.

Таблица 3

Механические и физические свойства слоистых листов

Варианты	Предел прочн. при растяж. σ_{θ} , МПа	Модуль упруг. при растяж. E , ГПа	Модуль упруг. При сжатии $E_{сж}$, ГПа	Плотн. d , г/м ³	Скорость роста трещины устал. dI/dN , мкм/цикл при $\Delta K = 31$
1	870	70	72	2350	0,08
2	875	71	73	2380	0,09
3	865	73	75,5	2340	0,09
4	850	66	68	2500	0,1

Как видно из представленных результатов, состав и структура созданного слоистого алюмокомпозитного пластика позволили повысить модули упругости при растяжении и сжатии этого класса композиционных материалов

на 6 – 11%, приблизив и даже повысив их значения до наиболее распространенных алюминиевых конструкционных сплавов типа Д16 (2024), В95 (7075), а также снизить на 5 – 6% плотность до уровня ниже 2400 кг/м³, т.е. до уровня наиболее легких слоистых алюмоорганопластиков. При этом были обеспечены высокий уровень характеристик прочности и сопротивления развитию усталостных трещин, а также упрощение сложной технологии изготовления слоистого композиционного материала за счет применения армирующего наполнителя в виде однонаправленной стеклоткани.

Таким образом, предложенная конструкция на базе высокомодульного, легкого, высокопрочного, трещиностойкого слоистого алюмополимерного композиционного материала обеспечивает повышение жесткости, весовой эффективности, ресурса и надежности эксплуатации изделий.

Слоистый композиционный материал, состоящий из чередующихся листов алюминиевого сплава и слоев стеклопластика, предназначен в качестве конструкционного материала для основных элементов планера самолета (обшивок и стрингеров фюзеляжа, крыла и др.) и их ремонта (как стоппер трещин), взамен конструкционных алюминиевых сплавов.

В результате испытаний образцов панелей топливного бака установлено (табл. 4), что при воздействии испытательного импульса тока на панелях, конструктивно выполненных в однослойном варианте из листа металла 1441 – БТ10.8 толщиной 2,5 мм, сквозной прожог отсутствовал. При этом на внутренней стороне имело место образование горячей точки с температурой, не превышающей 180 °С, что является безопасным с точки зрения воспламенения топливо-воздушной смеси (температура воспламенения ≥ 230 °С).

В образцах трехслойной конструкции (рис. 1) наблюдалось проплавление только первого металлического слоя. При этом температура горячих точек не превышала 100 °С.

На образцах, выполненных из стеклопластика толщиной 0,56 мм, при воздействии испытательным импульсом тока происходило обугливание материала по всей толщине листа в месте контакта канала разряда и расслоение листа на площади 30 – 40 мм².

Таблица 4

**Результаты испытания панелей кессон-баков самолета Бе-103
на молниестойкость**

Образец панели и кол-во шт.	Толщина металла 1441 в мм		Результаты воздействия
	1-й слой	3-й слой	
СИАЛ 2/1–2 шт. (1441 + КМКС 1.80.Т10) ЭА – 103.0114.050 №	0,8	0,5	Расплавление внешнего слоя размером $D = 8 - 13$ мм. Де- формация образцов отсутству- ет
СИАЛ 2/1 – 2 шт. (1441 + КМКС 1.80.Т10) ЭА – 103.0114.060 № 2А	0,5	0,5	Расплавление внешнего слоя размером $D = 12$ мм. Дефор- мация образца в месте контак- та канала разряда
Лист 1441-2 шт. ЭА – 03.0160.311 № 2А	2,5		Образование кратера, обугли- вание краски на обратной сто- роне панели $S = 60 \text{ мм}^2$
Лист СТ-69Н-2 шт.	0,56		Обугливание по всей толщине листа в месте контакта разря- да, расслоение листа на пло- щади 1200 мм^2



**Рис. 1. Панель 2А после испытаний на молниестойкость
(наружная сторона слева, внутренняя сторона – справа)**

Таким образом, можно сделать вывод, что панели топливного бака, выполненные из трехслойной конструкции толщиной 1,2 мм, не только удовлетворяют требованиям АП-23, но и превосходят по молниестойкости монолитную панель толщиной 2,5 мм.

Литература

1. Винник В.А., Лавро Н.А. Конструктивно-технологические особенности гидросамолетов и самолетов-амфибий // *Авиационная промышленность*. – М.: НИАТ. – 1996. – № 3 – 4.
2. Лавро Н.А., Тимошкин Л.А., Винник В.А., Гузер В.С. Гежа С.А. Применения гибридного композиционного материала в конструкции поплавков и пилонов самолета-амфибии Бе-200 // *Сборник докладов II научной конференции «ГЕЛЕНДЖИК-98»*. – М.: ЦАГИ, 1998.
3. Лавро Н.А., Винник В.А., Гежа С.А. Некоторые особенности и производство элементов конструкций гидросамолетов из полимерных композиционных материалов // *Сборник докладов международного семинара «Инструмент и технологии XXI века»*. – Иркутск, 2002.
4. Патент РФ №2176255 кл. С 08 L 63/00, С 08 K 13/00, В 32 В 17/10 Состав для получения связующего для препрегов, способ получения связующего для препрегов, препрег и изделие / Г.И. Шокин, И.Н. Лямина, Л.С. Беспалова, Ю.О. Попов, А.И. Пузеев, Т.В. Колокольцева, Н.А. Лавро, П.В. Панченко, И.С. Коган.
5. Патент РФ №2185964 С1 кл. В 32 В 15/08, 15/14, 15/20 Слоистый композиционный материал и изделие, выполненное из него / Е.Н. Каблов, И.Н. Фридляндер, Л.И. Аниховская, О.Г. Сенаторова, Л.А. Дементьева, В.В. Сидельников, А.Б. Лямин, С.А. Каримова, В.С. Сандлер, Н.А. Лавро, П.В. Панченко.
6. Патент РФ на промышленный образец №53590 Легкий самолет-амфибия / Г.С. Панатов, Н.А. Лавро, В.Н. Коноплев, И.М. Забалуев, В.П. Воронцов, В.Н. Кравцов.

Поступила в редакцию 02.04.2005

УДК 621.355.1

К.В. Безручко¹, С.В. Губин¹, А.О. Давидов¹, В.П. Фролов², А.А. Харченко¹¹*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*²*Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля*

ПУТИ ПРОДЛЕНИЯ РЕСУРСА ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ НАКОПИТЕЛЕЙ ЭНЕРГИИ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Рассмотрены теоретические и практические аспекты продления ресурса щелочных никель-кадмиевых аккумуляторов применяющихся в ракетно-космической технике в режимах длительной эксплуатации. Представлены результаты совместных научных исследований Национального аэрокосмического университета «ХАИ» и Государственного конструкторского бюро «Южное» (ГКБЮ) по развитию методов повышения емкости щелочных аккумуляторов путем восстановления их разрядной емкости после назначенного ресурса.

**аккумулятор, емкость, диагностика, восстановление, ресурс, прогно-
зирование**

Введение

Надежность космических аппаратов (КА) и ракет, их обеспечивающих систем и устройств во многом зависит от работоспособности систем энергоснабжения (СЭС) этих объектов. Наиболее важными элементами СЭС, определяющими её ресурс, являются электрохимические накопители энергии (аккумуляторы (АК), батареи (БХ)).

Известно, что со временем, независимо от дежурного или циклического режимов работы, происходит частичная или полная деградация аккумуляторных батарей, основными проявлениями которой является уменьшение фактической емкости, увеличение зарядного и уменьшение разрядного напряжения, изменение физического состояния.

Простая замена деградировавших электрохимических АК и батарей для ракет, находящихся на дежурстве либо хранении, не рациональна из-за высокой стоимости аккумуляторных батарей. Условия эксплуатации КА

вообще исключают возможность замены БХ в процессе работы КА. В связи с этим особую актуальность имеют исследования по продлению и подтверждению ресурса электрохимических АК и БХ, применяющихся на указанных объектах ракетно-космической техники (РКТ).

Известны исследования в области восстановления деградировавших электрохимических АК и продления их ресурса, проводящиеся в организациях Украины (ХАИ [1 – 4], Днепропетровском химико-технологическом университете, ГKB «Южное»), России (НИАИ, г. С.-Петербург), Канаде (фирма Cadex) и др.

1. Концепция исследований

В лаборатории автономной энергетики ХАИ накоплен значительный опыт по определению и продлению ресурса щелочных АК и БХ, работающих в составе систем энергоснабжения космических аппаратов, ракетно-космических комплексов и других автономных объектов. Комплекс

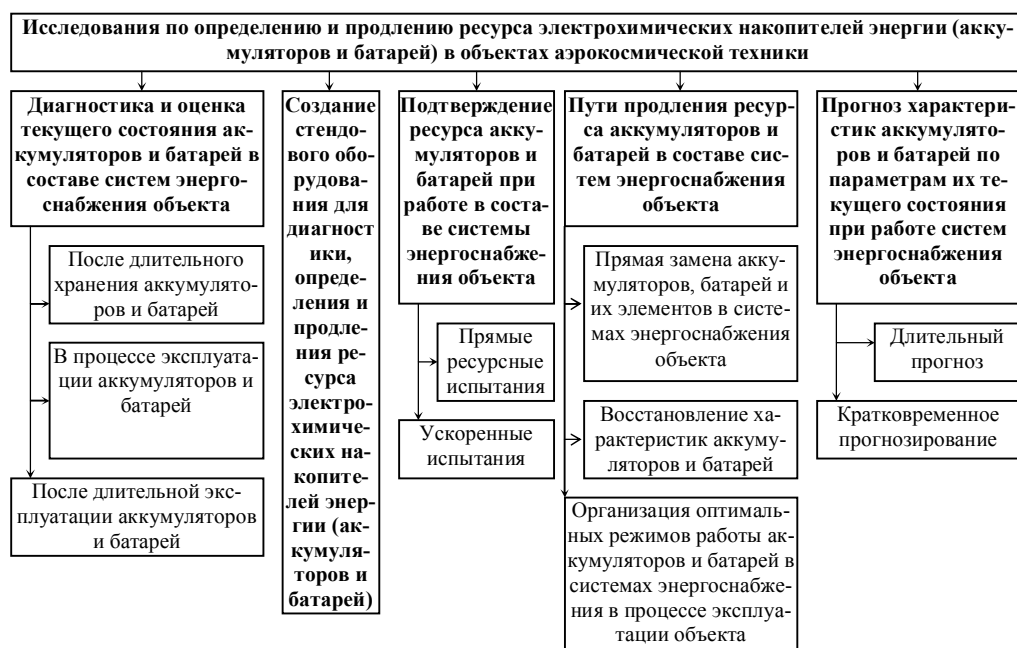


Рис. 1. Основные этапы комплекса исследований по определению и продлению ресурса электрохимических накопителей энергии в объектах аэрокосмической техники

исследований ХАИ базируется на поиске и разработке эффективных методов восстановления деградировавших АК и БХ, организации рациональных режимов эксплуатации АК и БХ в составе изделия, а также в создании для указанных целей специализированного экспериментального оборудования и исследовательских стендов.

На рис. 1 показаны основные этапы комплекса исследований по определению, подтверждению и продлению ресурса электрохимических накопителей энергии.

2. Объекты исследований

Объектами исследований являются единичные никель-кадмиевые аккумуляторы различных типоразмеров емкостью от 2 до 200 А·ч герметичного и негерметичного исполнения, а также аккумуляторные батареи на их основе (табл. 1 и рис. 2, 3).

Таблица 1

Герметичные и негерметичные никель-кадмиевые АК и БХ

Изделие	Тип	Наименование
Аккумуляторы	Герметичные	НКГЦ-2, НКГ-4СК, НКГ-11, НКГ-30 СА, НКГ-110 КА, НКГ-200.
	Негерметичные	НК-13, НК-14, НК-28, НК-55, НК-80, НК-90.
Батареи	Герметичные	22НКГ-45Б, 22НКГ-4СК, 22НКГ-110СКА.
	Негерметичные	10НК-28, 27НК-28, 27НК-90.



Рис. 2. Герметичные щелочные химические аккумуляторы
НКГ-11, НКГ-45, НКГ-110КА, НКГ-110 СКА, НВ-130

Представленные АК и БХ применяются в различных изделиях РКТ как в герметичном состоянии, основанном на замкнутом кислородном цикле, так и в герметизированном состоянии с отводом газов в атмосферу. Разнообразие условий и режимов работы аккумуляторов определило и различные подходы к методам их восстановления и продления ресурса.

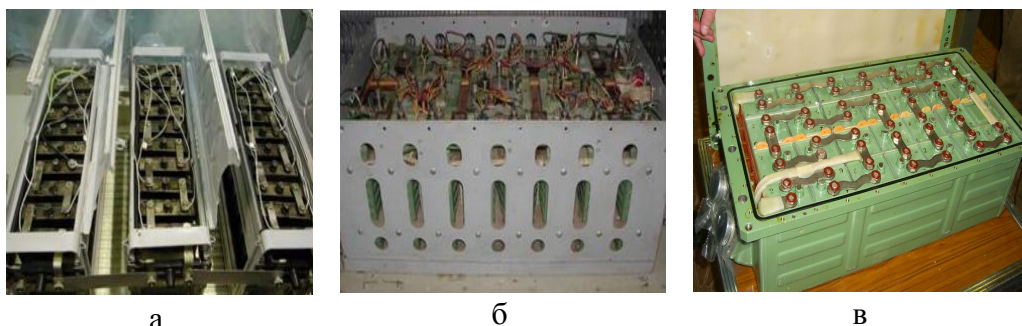


Рис. 3. Химические аккумуляторные батареи:
а – 3 батареи 10 НК-28; б – батарея 22НКГ-110 СКА; в – батарея 27НКГ-90

3. Диагностика электрохимических накопителей энергии

Диагностика электрохимических накопителей энергии проводится при определении их текущего состояния на различных этапах эксплуатации РКТ, при плановых тестированиях, при кратковременном и длительном прогнозировании работы АК и БХ в составе СЭС (см. рис. 1).

В задачу диагностики состояния аккумуляторов входят: определение зарядной и разрядной емкостей, зарядно-разрядных характеристик; определение внутреннего сопротивления АК, качества электролита и др.

Разработанные в ХАИ методики диагностирования АК и БХ основаны на методах математического моделирования и созданном специализированном диагностическом оборудовании (рис. 4).

4. Методы восстановления АК и БХ

Установлено, что после многолетней (а иногда и нескольких месяцев) эксплуатации емкость аккумуляторов уменьшается до 30...40 %. В результате выполненных в ХАИ теоретических исследований и анализа процессов, протекающих в щелочных аккумуляторах, выделены основные процес-

сы [3], приводящие к деградации эксплуатационных характеристик отдельных АК и БХ в целом (табл. 2).

Таблица 2

Классификация деградационных процессов,
протекающих в аккумуляторах и возможные методы
восстановления эксплуатационных характеристик аккумуляторов

Причины деградации	Методы восстановления
Кристаллизация активной массы Изменение вторичной структуры электродов Рост зерен активной массы	- замена калиевого электролита на натриевый; - заряд асимметричным током; - воздействие на активную массу ультразвуком.
Образование карбонатов	- замена электролита.
Уменьшение количества электролита	
Вредные примеси в электролите	
Неравномерное распределение электролита по высоте электродов	
Образование интерметаллидов	- глубокий разряд ступенчатым током.
Прорастание сепараторов	- воздействие на активную массу ультразвуком; - глубокая переполусовка в разгерметизированном состоянии.
Пассивация (окисление) поверхности электродов	- глубокий разряд ступенчатым током; - замена калиевого электролита на натриевый.

Предложены возможные методы устранения деградационных процессов в аккумуляторах и восстановления их характеристик (рис. 4). Эти методы апробированы в лаборатории автономной энергетики ХАИ.

Рассмотрим воздействие исследованных методов восстановления (рис. 4) щелочных аккумуляторов, деградировавших в процессе эксплуатации.



Рис. 4. Методы восстановления аккумуляторов и батарей

Метод восстановления аккумуляторов путем заряда асимметричным импульсным током основан на использовании переменного тока с разными величинами амплитуд тока и длительностей импульсов обоих направлений (рис. 5).

Увеличение емкости при заряде аккумулятора асимметричным током происходит благодаря более эффективному окислению положительного (окисно-никелевого) электрода. При проведении импульсных режимов задается частота импульса. При увеличении частоты происходит изменение характера переднего и заднего фронтов импульса тока и соответственно напряжения аккумулятора. Величины амплитуд импульсов тока заряда и разряда определяются таким образом, чтобы получить оптимальное соотношение «время заряда/мощность зарядного устройства» и «время заряда/технико-эксплуатационные характеристики аккумулятора».

Оптимальной величиной соотношения импульсов заряда и разряда ($K_I = I_3 / I_P$) является такая его величина, при которой напряжение на

аккумуляторной батарее в течение паузы после импульса разряда остается постоянным. Оптимизация соотношения величин зарядного и разрядного импульсов приводит к снижению тепловыделения, а, следовательно, к возможности заряда большими токами и ускорению заряда ($K_{Ionm} = 3...10$).



Рис. 5. Форма ассиметричных импульсов при восстановлении емкости аккумуляторов

Время паузы между импульсами необходимо определять с учетом окончания переходных процессов в коммутируемой цепи. Оптимальными величинами соотношений длительности зарядного и разрядного импульса является $K_\tau = \tau_z / \tau_p \approx 0,5$; $K_{зТ} = \tau_z / T = 0,1...0,5$.

Метод восстановления аккумуляторов путем глубокого разряда ступенчатым током является эффективным для избавления от наиболее распространенной причины падения емкости никель-кадмиевых аккумуляторов – эффекта "памяти". Эффект "памяти" это результат роста зерен активной массы аккумулятора, который возникает вследствие неблагоприятного для аккумулятора режима работы. Разрядная характеристика аккумулятора при ступенчатом разряде может быть описана выражением:

$$U_{акк} = \left(U_0 - \frac{Q}{Q_0 - Q} I \cdot r \right) - I \cdot r$$

где $U_{акк}$ – текущее напряжение на аккумуляторе;

U_0 – напряжение разомкнутой цепи аккумулятора;

Q – снятая с аккумулятора емкость;

Q_0 – разрядная емкость аккумулятора;

I – текущий разрядный ток;

r – внутреннее сопротивление аккумулятора.

На рис. 6 представлен пример разрядной характеристики никель-кадмиевого аккумулятора при глубоком разряде ступенчатым током (получена в процессе экспериментальной отработки метода).

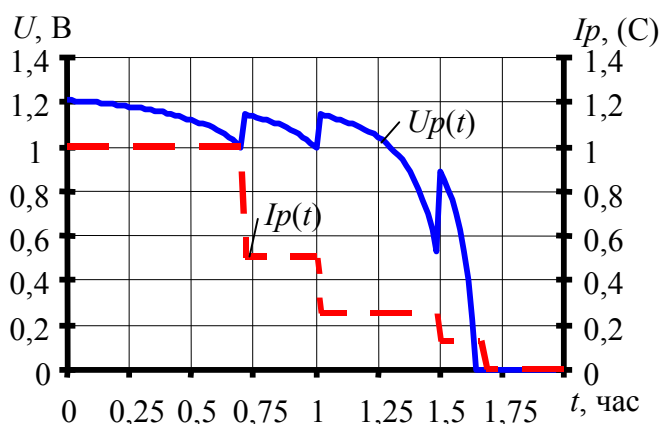
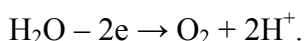
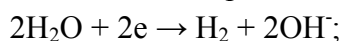


Рис. 6. Разрядная характеристика $U_p(t)$ никель-кадмиевого аккумулятора при глубоком разряде ступенчатым током $I_p(t)$

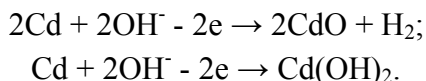
Метод восстановления аккумуляторов путем глубокой переполюсовки в разгерметизированном состоянии основан на процессе окисления кадмия.

При заряде аккумуляторов с переполюсовкой обратным током в аккумуляторах наблюдается несколько параллельно протекающих процессов:

1. Электролиз воды, приводящий к выделению водорода на окисно-никелевом электроде и выделению кислорода на кадмиевом электроде:



2. Окисление кадмия, приводящее, во-первых, к доокислению кадмия на кадмиевом электроде и, во-вторых, к окислению кадмиевых мостиков на сепараторе:



В результате этих процессов образуются окиси кадмия, которые не проводят ток и, следовательно, не способные замыкать электроды. Тем самым происходит разрушение токопроводящих мостиков.

Как видно из приведенных выше уравнений, при таком виде заряда в аккумуляторе происходит выделение газов, что требует разгерметизации корпуса герметичного АК для предотвращения его деформации и разрушения при проведении переполюсовки.

Метод восстановления аккумуляторов путем воздействия на аккумулятор ультразвуковыми колебаниями основан на процессе диспергирования активной массы пластин электродов и разрушении дендритных мостиков на сепараторах аккумуляторов, что приводит к восстановлению емкости аккумуляторов.

При диспергировании активной массы ультразвуковым воздействием имеет место процесс кавитации. Важным является исследование механизма кавитации и теоретическое обоснование основных параметров ультразвукового воздействия. Динамику кавитационной полости с определенными допущениями можно описать уравнением:

$$\begin{aligned} \rho \cdot \left(R \cdot \ddot{R} + \frac{3}{2} \cdot \dot{R}^2 \right) - \left[\left(P_0 - P_{II} + \frac{2\sigma}{R_0} \right) \cdot \left(\frac{R_0}{R_{\max}} \right)^3 + P_{II} \right] \cdot \left(\frac{R_{\max}}{R} \right)^{3\gamma} + \\ + \frac{2\sigma}{R} + P_0 - P_A \sin(\omega t) = 0; \\ P_A = \rho \cdot c \cdot \omega \cdot A; \quad \omega = 2 \cdot \pi \cdot f, \end{aligned}$$

где ρ – плотность среды;

R – текущий радиус пузырька;

P_0 – гидростатическое давление среды;

P_{II} – давление насыщенных паров среды;

σ – коэффициент поверхностного натяжения среды;

R_0 – начальный радиус пузырька;

$R_{\max}$ – максимальный радиус пузырька;

γ – показатель политропы;

P_A – звуковое давление;

c – скорость звука в среде;

A – амплитуда смещения излучателя – интенсивность звуковой волны;

ω – угловая частота волны;

f – частота звуковой волны;

t – время.

На основе теоретически рассчитанных параметров ультразвукового воздействия проведены экспериментальные исследования воздействия ультразвука на электродные пластины и сепаратор аккумулятора типа НК-14. Получено существенное уменьшение зерна активной массы и одновременно с этим наблюдалось значительное очищение сепараторов от кадмиевых закорачивающих мостиков (рис. 7).



Рис. 7. Элементы никель-кадмиевого аккумулятора до и после воздействия ультразвуком (а – активная масса окисно-никелевого электрода с увеличением в 100 раз; б – сепаратор с увеличением в 50 раз)

Восстановление аккумуляторов и батарей путем комплексного воздействия несколькими методами (например, методом импульсного заряда аккумуляторов асимметричным током и методом глубокого разряда ступенчатым током) позволяет избавиться от нескольких деградиационных процессов одновременно: от кристаллизации активной массы аккумуляторов, изменения вторичной структуры электродов, роста зерен актив-

ной массы, образования интерметаллидов. На рис. 8 приведены зарядно-разрядные характеристики аккумулятора НК-28, восстановленного рассмотренным выше комплексным методом.

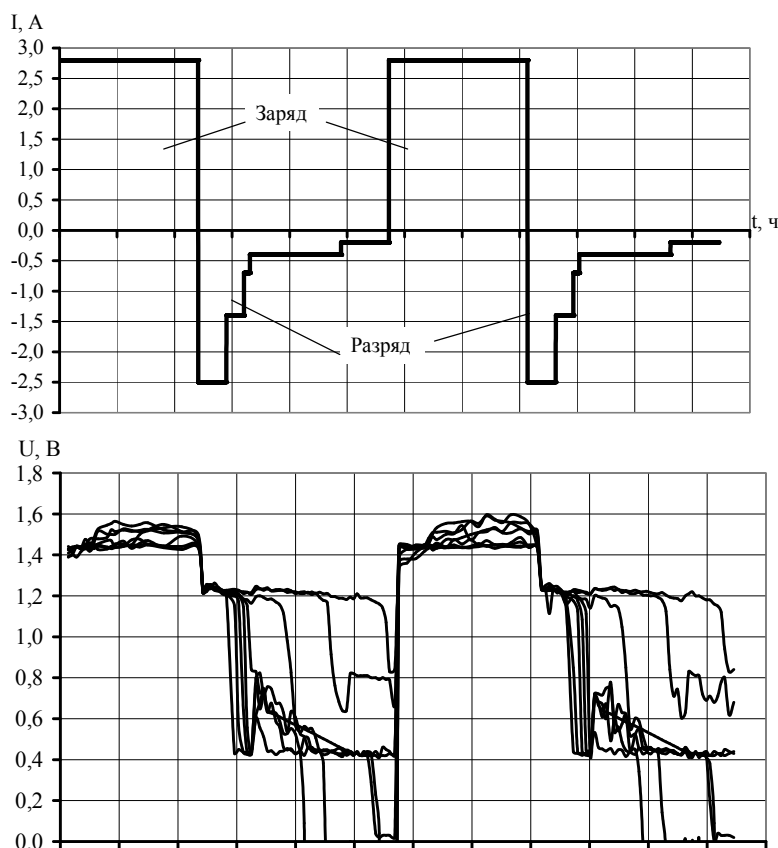


Рис. 8. Зарядно-разрядные характеристики Ni-Cd аккумуляторов при восстановительных циклах (аккумулятор типа НК-28, работающий в составе батареи 10НК-28); восстановление комплексным методом: импульсный заряд асимметричным током и глубокий разряд до 0,4 В ступенчатым током (2,5 А; 1,4 А; 0,7 А; 0,2 А)

4. Стендовая база

Для исследования рассмотренных методов восстановления емкости щелочных АК в лаборатории автономной энергетики ХАИ создан комплекс экспериментальных стендов и уникальное оборудование, предназначенное для диагностики и восстановления аккумуляторов и батарей емкостью от 1 А·ч до 200 А·ч. Стенды оснащены автоматизированными

системами измерения и управления, специализированным программным обеспечением. На рис. 9 представлены стандартные и специализированные устройства для диагностики и восстановления АК и БХ.

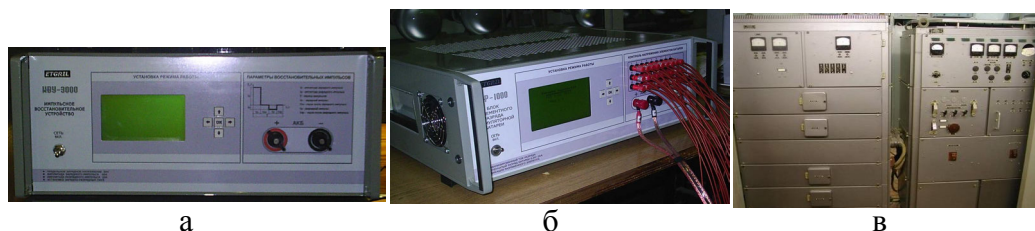


Рис. 9. Оборудование для диагностики и восстановления аккумуляторов и батарей: а – специализированное импульсное зарядное устройство; б – специализированное разрядное устройство; в – стандартное зарядно-разрядное устройство 11Э160 с доработанной системой управления.

Специализированное импульсное зарядное устройство (рис. 9, а) реализует метод восстановления АК с помощью заряда импульсным асимметричным током (рис. 5).

Глубокий разряд ступенчато уменьшающимся током осуществляется специализированным разрядным устройством (рис. 9, б). Необходимость такого устройства обусловлена тем, что для восстановления аккумуляторов стандартные разрядные устройства не позволяют получить требуемые характеристики снижения тока. Глубокий разряд осуществляется токами от 20 до 0,05 А и минимального напряжения на аккумуляторе 0,2 В с широким диапазоном задания ступеней тока (при существенном ограничении времени разряда). Управление устройствами (рис. 9) автоматизировано с использованием специального разработанного программного обеспечения.

Для восстановления аккумуляторов ультразвуковыми колеба-

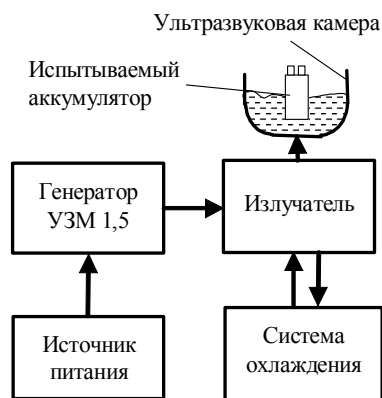


Рис. 10. Структурная схема стенда для восстановления аккумуляторов ультразвуковыми колебаниями

ниями использовался экспериментальный стенд, структурная схема которого представлена на рис. 10.



Рис. 11. Многоцелевой стенд для восстановления АК и БХ различными методами



Рис. 12. Стенд для ресурсных испытаний электрохимических аккумуляторных батарей

Стенд позволяет проводить ультразвуковую обработку единичных аккумуляторов в диапазоне частот 15...30 кГц с амплитудами 0,5...2 мкм. На метод и конструкцию устройства получен патент [1].

Многоцелевой стенд восстановления АК и БХ, представлен на рис. 11.

Стенд обеспечивает длительную работу с аккумуляторами при стабильных тепловых режимах АК и БХ и комфортных условиях для обслуживающего персонала.

Стенд для ресурсных испытаний аккумуляторов и батарей предназначен для проведения испытаний в реальном масштабе времени и при заданных условиях работы. На рис. 12 представлены структурная схема и общий вид стенда для ресурсных испытаний аккумуляторных батарей.

5. Результаты исследований

Исследования различных типоразмеров никель-кадмиевых АК позволили реализовать и оценить эффективность рассмотренных методов восстановления характеристик. На рис. 13 представлены результаты восста-

новления никель-кадмиевых АК различных типоразмеров полученные в ходе исследований; показаны гистограммы, отображающие эффективность восстановления емкости аккумуляторов при экспериментальной отработке различных методов.

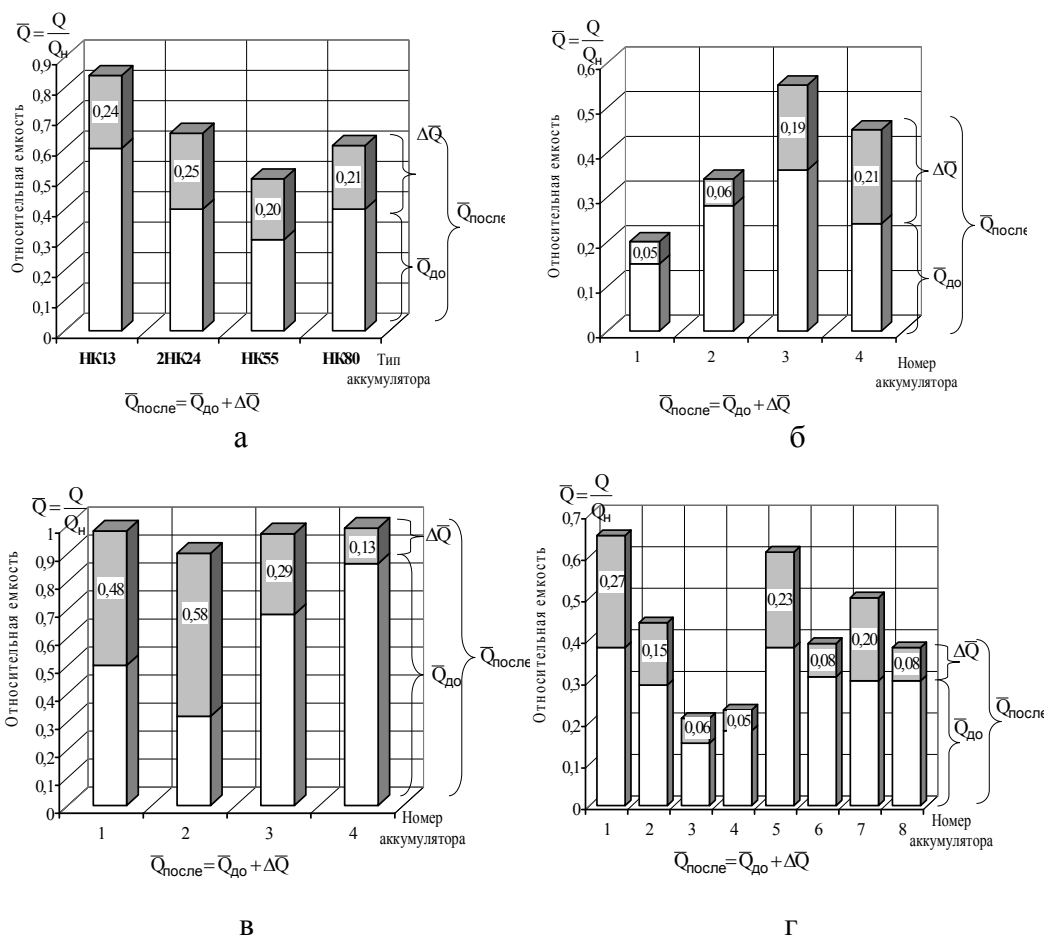


Рис. 13. Результаты восстановления щелочных аккумуляторов:

- а – изменение емкости после восстановления асимметричным импульсным током;
- б – изменение емкости после воздействия ультразвуком (НК-28);
- в – изменение емкости после глубокой переполюсовки в разгерметизированном состоянии (НКГ-110 КА);
- г – изменение емкости после импульсного заряда и последующего глубокого разряда (НК-28)

Выводы

Результаты работ ХАИ по продлению ресурса щелочных электрохимических АК и БХ путем восстановления их емкости в полном объеме востребованы ведущими проектными и эксплуатационными организациями Украины и ближнего зарубежья. Предложенные методы восстановления позволяют существенно улучшить характеристики и продлить ресурс АК, а в перспективе на их основе возможно изменение подходов к обеспечению больших ресурсов и длительного прогнозирования характеристик АК и БХ. Некоторые методы восстановления АК и восстановительное оборудование защищены патентами Украины.

Литература

1. Патент на винахід №51554 Україна МПК Н01М10/42, Н01М10/44, Н01М10/54, В08В3/12. Спосіб збільшення ємності лужного акумулятора шляхом впливу ультразвуковими коливаннями // К.В. Безручко, А.С. Василенко, С.В. Губін, А.О. Давидов, О.Л. Азарнов, А.А. Харченко // №2002064958. Опубліковано 15.10.2004 р. Бюл. №10, 2004.
2. Методи діагностування акумуляторів / К.В. Безручко, А.С. Василенко, А.О. Давидов, А.А. Харченко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ». – 2002. – Вип. 31. – С. 221 – 224.
3. Анализ методик восстановления емкостных характеристик никель-кадмиевых аккумуляторов с целью повышения ресурса энергоустановок летательных аппаратов / К.В. Безручко, А.С. Василенко, А.О. Давидов, А.А. Харченко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ». – 2002. – Вип. 29. – С. 46 – 51.
4. Безручко К.В., Василенко А.С., Давидов А.О., Харченко А.А. Теоретические и экспериментальные аспекты ультразвукового восстановления щелочных аккумуляторов. // Матеріали IV міжнародної молодіжної науково-практичної конференції "Людина і космос". Космічна наука і технологія, додаток до журналу. – К. – 2003. – Т. 9, № 1. – С. 45 – 48.

Поступила в редакцию 8.04.2005

УДК 629.78.048.7-716

Г.А. Горбенко, П.Г. Гакал, Е.П. Ганжа

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

ТЕПЛОТЕХНИКА: В КОСМОСЕ И НА ЗЕМЛЕ

В статье представлен краткий обзор работ, проводимых на кафедре аэрокосмической теплотехники ХАИ в области проектирования, производства и эксплуатации различных теплотехнических систем. Перечислены проекты, в которых участвовали и участвуют сотрудники кафедры, показано внедрение высокотехнологических проектных решений для космической техники в практику проектирования наземных систем тепло/холодоснабжения.

теплотехническая система, наземные системы тепло/холодоснабжения

На кафедре аэрокосмической теплотехники научно-исследовательские работы по проектированию различных теплотехнических систем были начаты в 70-е годы прошлого века. Одно из направлений было связано с исследованием и научным сопровождением проектирования систем терморегулирования (СТР) космических аппаратов (КА) и станций. Первые работы были направлены на внедрение пассивных двухфазных систем терморегулирования в практику проектирования космических аппаратов и станций. В пассивных системах терморегулирования побудителем циркуляции теплоносителя выступали струйные и сепарационные насосы. Родоначальником данного направления был профессор С.Д. Фролов (1924 – 2003). В конце 80-х годов сотрудники кафедры принимали участие в проектировании пассивной двухфазной системы терморегулирования Универсальной Космической Платформы (УКП-Э), которая разрабатывалась в Ракетно-космической корпорации «Энергия». Система предназначалась для переноса ~ 8 кВт теплоты на расстояние ~ 30 м и сброса теплоты в космическое пространство. В это же время были начаты работы и по разработке СТР перспективной российской космической станции «Мир-2». В этой системе реализовывалась активная схема прокачки теплоносителя, побудителем циркуляции выступал механический насос. Система осуще-

ставляла сбор от 6-ти модулей ~ 40 кВт теплоты, перенос ее на расстояние до 100 м к месту теплоотвода с последующим отводом в космическое пространство. Однако изменившаяся политико-экономическая ситуация и недостаток финансирования не позволили реализовать в полном объеме данные перспективные проекты.

В начале 90-х годов прошлого века был начат совместный российско-американский проект Международной Космической Станции (МКС). К работам по проекту привлекались украинские организации и специалисты. Сотрудники кафедры принимали участие в проектировании системы терморегулирования российского сегмента МКС. Система предназначалась для отвода ~ 30 кВт теплоты на расстояние ~ 50 м, точность термостабилизации при этом составляла $\pm 2,5$ °С. Для того, чтобы удовлетворить всем требованиям к системе, была выработана концепция принципиально новой двухфазной системы терморегулирования. Концепция включала следующие положения:

- использование механического насоса;
- использование двухфазного теплоносителя (аммиака);
- реализация идеи «тепловой шины», когда однофазные системы терморегулирования отдельных модулей связаны с центральной системой теплоотвода (ЦСТО) через испарительные теплообменники;
- применение гидроаккумулятора с тепловым регулированием;
- массовый расход аммиака через испарительные теплообменники контролируется активными регуляторами подачи жидкости.

Ранее двухфазные системы терморегулирования не применялись в практике проектирования космических аппаратов и систем. Возникла необходимость в решении многих теплофизических задач, как на уровне всей системы, так и на уровне отдельных элементов. В частности, задачи потокораспределения двухфазного потока в разветвленной многоэлементной системе, теплообмена при кипении и конденсации в условиях невесомости, проектирования оригинальных элементов системы. Для решения перечисленных задач на кафедре был проделан значительный объем расчетно-экспериментальных исследований. Был разработан комплекс математических моделей, описывающих теплогидравлические процессы в

СТР, построен экспериментальный стенд ФВ-А – функциональный аналог штатной СТР, на котором исследовались как системные процессы, связанные с переходными и аварийными режимами работы, так и характеристики отдельных элементов системы. В частности, исследовались переходные процессы, вызванные изменением условий теплоподвода и теплоотвода, накоплением неконденсирующихся газов в системе. Кроме того, изучалась работа конденсаторов, теплового гидроаккумулятора и других принципиально новых элементов системы. Логическим завершением всего цикла расчетно-экспериментальных исследований стал летный эксперимент, проведенный в 1999 году на борту космической станции «Мир». Летный эксперимент полностью подтвердил работоспособность двухфазной системы терморегулирования и ее принципиально новых элементов.

На рис. 1 изображена принципиальная схема системы терморегулирования российского сегмента Международной космической станции. Теплота аккумулировалась в виде скрытой теплоты парообразования, что позволяло переносить значительно большее количество теплоты на единицу массового расхода теплоносителя, чем в случае применения однофазных теплоносителей. Кроме того, использование двухфазного теплоносителя позволяло подводить и отводить теплоту практически изотермически при фазовом переходе.

Система представляла собой замкнутую гидравлическую сеть, содержащую напорную магистраль 1, байпасную магистраль жидкого аммиака 2 и двухфазную магистраль аммиака 3. Насос (Н) подавал жидкий аммиак в напорную магистраль 1, по которой тот поступал в испарительный теплообменник (ИТО) через регулятор подачи жидкости (РПЖ). В ИТО жидкий аммиак отбирал теплоту от оборудования МКС и испарялся. Двухфазный поток, выходящий из ИТО, проходил через регенеративный теплообменник (РГТО), подогревая теплоноситель на входе в ИТО, затем через сепаратор (С), вращающееся гидравлическое устройство (ВГУ) попал в центральный радиационный теплообменник (ЦРТ). Этот теплообменник являлся частью системы теплосброса на основе тепловых труб. Здесь пар конденсировался, смешивался с жидкостью из байпаса, переохлаждался и через ВГУ поступал обратно на вход в насос. РПЖ поддерживал высокое паросодержание на выходе из ИТО посредством регулирова-

ния массового расхода аммиака через ИТО при различных тепловых нагрузках. Электронагреватель (ЭН) подогревал жидкий аммиак при низких тепловых нагрузках и, таким образом, предохранял РПЖ, ИТО и насос от воздействия низких температур. Сепаратор (С) отделял жидкость от пара, обеспечивая тем самым высокие коэффициенты теплоотдачи при конденсации, равномерность распределения тепловой нагрузки и температурного поля всего ЦРТ, снижение потерь давления в паропроводе. Аккумулятор с тепловым регулированием (ТГА) поддерживал постоянный уровень давления в системе. Для предотвращения кавитации насоса в контуре был установлен переохладитель РАД2. Контур включал в себя несколько дросселей (Др) и клапанов (Кл), обеспечивающих оптимальное распределение потоков при различных тепловых нагрузках и на различных стадиях сборки МКС.

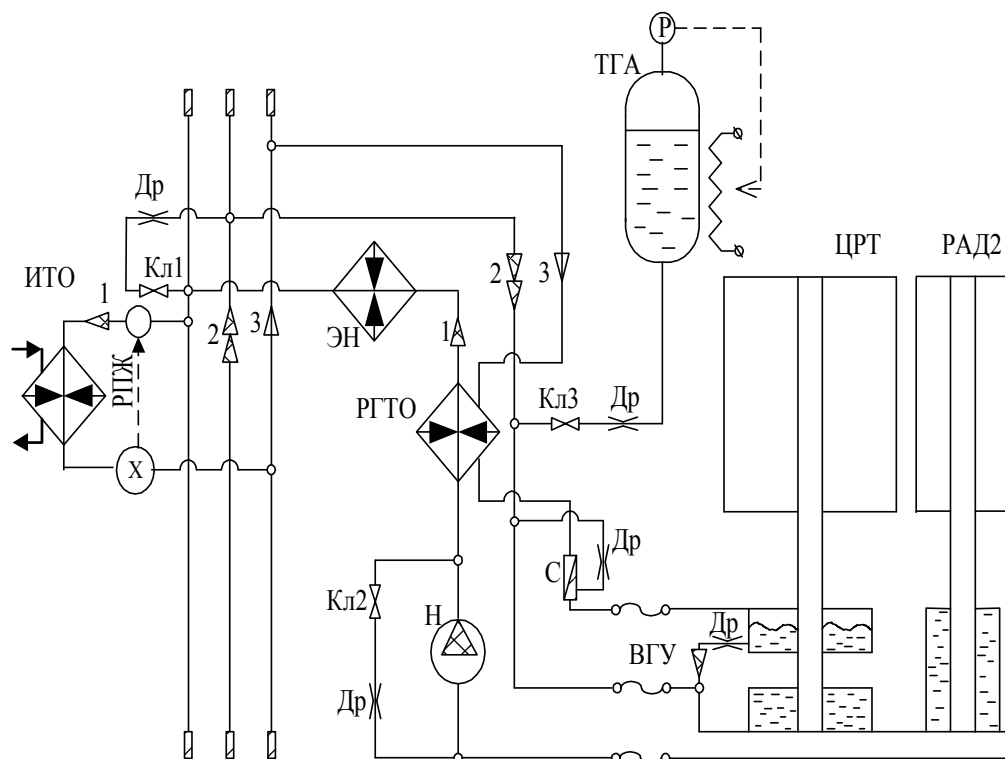


Рис. 1. Принципиальная схема системы терморегулирования
русского сегмента Международной космической станции

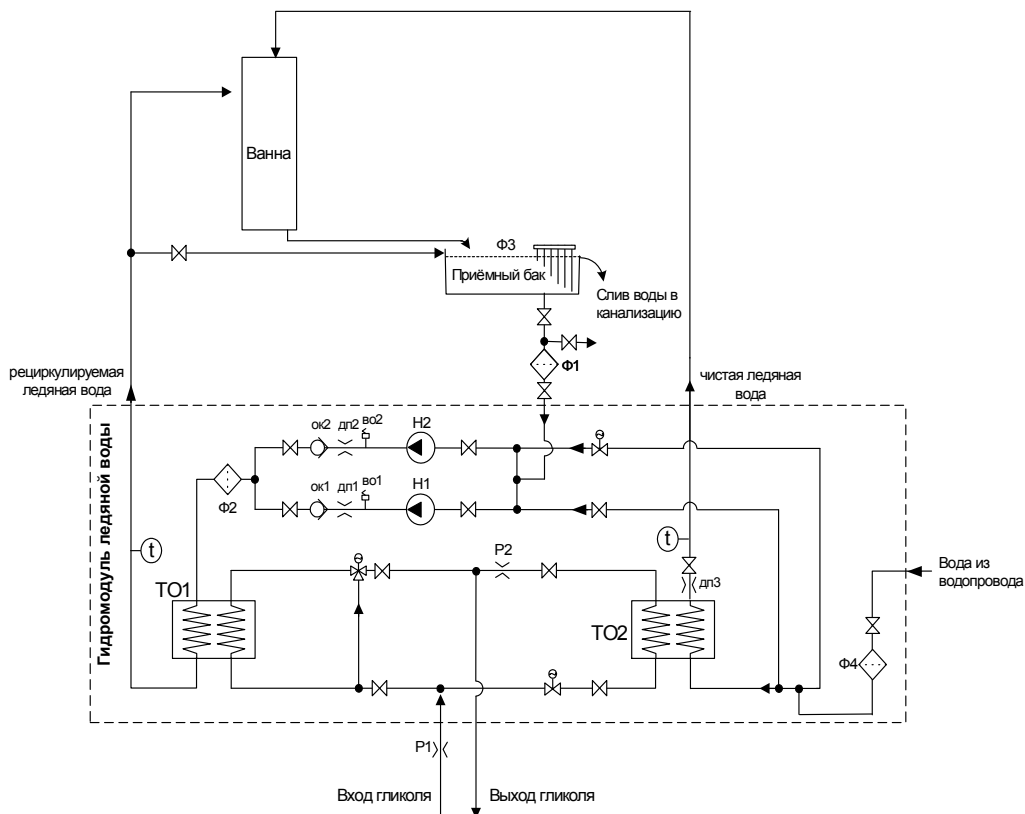
Кроме разработки систем терморегулирования космических аппаратов и станций на кафедре ведутся работы по проектированию систем кондиционирования и термостатирования отсеков КА и технологических помещений космодромов. В настоящее время разрабатывается система термостатирования отсеков и головного блока ракеты-носителя «Циклон-4», который планируется запускать с космодрома Алькантар (Бразилия).

В условиях реформирования экономики Украины возникла необходимость во внедрении результатов и опыта проектирования систем терморегулирования космических аппаратов и станций в практику проектирования и изготовления различных наземных теплотехнических систем. Опыт проектирования, апробированные ранее технические решения, подходы к решению тех или иных теплофизических задач оказались применимыми при проектировании и изготовлении систем тепло/холодоснабжения, кондиционирования, сушки различных материалов и др. Задачи, которые при этом необходимо было решать, оказались не проще, а иногда и сложнее аналогичных задач, возникающих при проектировании космических систем. Для более успешного и быстрого внедрения результатов научных исследований в промышленность, быстрого реагирования на быстроменяющиеся потребности рынка при кафедре образовано отделение производственной компании «Остров», являющейся крупнейшим в СНГ производителем холодильных систем и технологических систем кондиционирования различного назначения. Работы, которые проводились на кафедре совместно с фирмой «Остров» позволили решить многие научно-технические проблемы. В частности, были разработаны системы технологического кондиционирования, заморозки, охлаждения и хранения продукции, получения ледяной воды для всех птицефабрик холдинга «Наша Ряба». Были разработаны системы шокового охлаждения вина для ОАО «Коблево», охлаждения воды для сатурации по заказу Чугуевского завода минеральных вод, охлаждения термопластавтоматов для компании «Вента Украина», охлаждения и вымораживания растительного масла для компании «Марг-Вест» ТМ «Славолия». Большой объем работ был проделан при разработке и внедрении холодильных систем для сети супермаркетов «Таргет» (г. Харьков).

Научное сопровождение проектирования и изготовления систем проводилось с использованием разработанных на кафедре подходов к матема-

тическому и физическому моделированию, которые использовались при решении различных теплофизических задач, возникающих при разработке новой аэрокосмической техники.

В качестве примера рассмотрим систему охлаждения тушек птицы ледяной водой с применением шнековых охладителей. На рис. 2 изображена принципиальная гидравлическая схема системы.



**Рис. 2. Принципиальная гидравлическая схема системы
охлаждения тушек птицы ледяной водой:**

Н1, Н2 – насосы; ТО1, ТО2 – теплообменники; ок1, ок2 – обратные
клапаны; во1, во2 – воздухоотделители; Ф1, Ф2, Ф3 – фильтры

Система состоит из ванны, в которой происходит охлаждение тушек, двух теплообменников ТО1, ТО2, насосов Н1, Н2, приемного бака, регулирующих вентилей, шаровых кранов, обратных клапанов ок1, ок2, воздухоотделителей во1, во2, фильтров Ф1, Ф2, Ф3, уровнемера. Тушки поступают в ванну, в которой охлаждаются чистой и рециркулирующей ле-

дяной водой. По длине ванны тушки перемещаются вращающимися шнеками. Предложенная схема охлаждения обладает высокой экономичностью по воде и затратам электроэнергии, так как в канализацию сливается только порядка 10% воды, оставшаяся часть рециркулирует в системе. Потеря воды компенсируется подачей чистой ледяной воды. Кроме того, схема обеспечивает постоянное обновление воды, циркулирующей в системе. После ванны нагретая вода частично сливается в канализацию, а частично поступает в гидромодуль ледяной воды, где охлаждается гликолем. Температура чистой ледяной воды поддерживается на заданном уровне двухходовым регулирующим краном, который изменяет расход гликоля через теплообменник ТО2. С помощью трехходового крана, который регулирует расход через теплообменник ТО2, поддерживается заданный уровень температуры рециркулирующей воды. В предложенной системе охлаждения реализован ряд технических решений, которые позволили исключить потерю холода с водой, сливаемой в канализацию, повысить экономичность системы по затратам воды и электроэнергии в сравнении со стандартными системами.

В заключении следует отметить, что теплотехнические системы используются в самых разнообразных сферах деятельности человека. В условиях реформирования экономики Украины уровень подготовки специалистов, научный потенциал, опыт сотрудников кафедры аэрокосмической теплотехники, полученный при проектировании ракетно-космических систем оказался востребованным другими отраслями промышленности, в частности бурно развивающейся пищевой и перерабатывающей промышленностью. Работы, которые ведутся на кафедре по заказу предприятий авиационно-космической, перерабатывающей и пищевой промышленности позволяют поддерживать на высоком уровне учебную и научную базу кафедры, готовить специалистов, востребованных всеми ведущими отраслями промышленности Украины. Практически все выпускники кафедры аэрокосмической теплотехники работают по специальности на государственных и частных предприятиях, занимающихся проектированием, изготовлением и эксплуатацией теплотехнических систем.

Поступила в редакцию 12.04.2005

УДК 621.396.98:629.783.187

В.П. Харченко, В.В. Конін, О.С. Погурельський, О.П. Сушич

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

СУПУТНИКОВА РАДІОНАВІГАЦІЯ, МОНІТОРИНГ РАДІОНАВІГАЦІЙНОГО ПОЛЯ, ГЕОМЕТРИЧНИЙ ФАКТОР

Доповідь про проміжні результати експерименту по моніторингу радіонавігаційного поля супутникових систем GPS і EGNOS, Національного авіаційного університету, що проводиться лабораторією супутникових навігаційних систем. Наведено опис найбільш характерних короточасних погіршень навігаційних характеристик, що вимагають подальшого дослідження.

супутникова радіонавігація, моніторинг, радіонавігаційне поле

Моніторинг супутникових систем GPS та EGNOS

З метою забезпечення моніторингу глобальних навігаційних супутникових систем (МГНСС) та здійснення контролю над використанням їх інформації в інтересах держави, Кабінет Міністрів України в квітні 2003 року постановив прийняти пропозицію Національного космічного агентства та Національної академії наук про створення державної мережі МГНСС, до якої входять розташовані на території України пункти спостереження, що належать сфері управління Національного космічного агентства, Національної академії наук та Міністерства освіти і науки України.

Головним завданням даної мережі є збір, обробка та доведення інформації глобальних навігаційних супутникових систем до спеціалізованих служб України під час проведення ними робіт з базового координатно-часового забезпечення держави, а також задовільнення потреб інших користувачів цих систем у підвищенні точності визначення місцезнаходження.

З 2003 року на кафедрі аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету функціонує лабораторія супутникових навігаційних

систем. Обладнання лабораторії дозволяє проводити прийом, запис та обробку сигналів існуючих глобальних супутникових навігаційних систем та їх доповнень. Прийом супутникових сигналів здійснюється встановленою на даху GPS-антеною. Розташування будівлі на місцевості та висота встановлення антени дозволяють припустити, що вплив такого фактору як обмеженість кута спостереження в межах міста мінімальний. Програмно-апаратне обладнання лабораторії призначене для забезпечення реєстрації та накопичення даних супутникових навігаційних систем в процесі прийому, обробки (постобробки) та аналізу отриманих результатів. До його складу входить:

- приймач ProPak G-2;
- програма NovAtel OEM GPSolution;
- антена GPS-600;
- оригінальне програмне забезпечення кафедри аеронавігаційних систем.

Схема підключення приймального обладнання та загальний вигляд станції представлені на рис. 1 та 2.

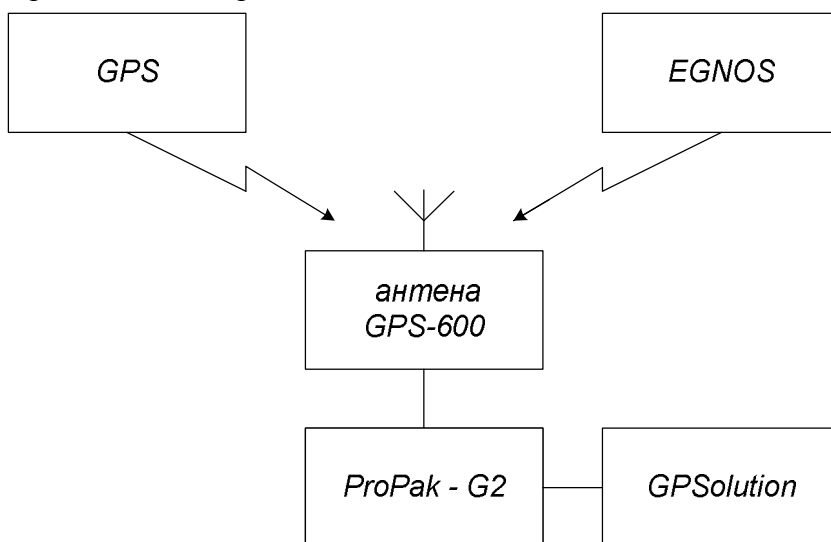


Рис. 1. Схема підключення приймального обладнання

Програмно-апаратне обладнання лабораторії в процесі роботи дозволяє фіксувати великий вибір вихідних навігаційних та службових даних, зокрема:

- 1) кількість видимих апаратурою навігаційних космічних апаратів (НКА);
- 2) координати;
- 3) геометричні фактори (PDOP, HDOP, VDOP, TDOP);
- 4) номери видимих НКА;
- 5) ефемериди супутників;
- 6) співвідношення сигнал/шум, азимут та кут місця видимих НКА;
- 7) спеціальні повідомлення у форматах RTSM, RTSA.



Рис. 2. Загальний вигляд станції

Крім того, спеціальне вікно програми GPSolution – PlanWindow (рис. 3) відтворює візуальну просторово-плоску діаграму, що дозволяє оцінити “геометрію” відхилення точки місцевизначення навігаційного приймача в поточний момент часу відносно деякої “еталонної” точки. Значення “еталонної” точки розташування антени отримано заздалегіть та введено до початкових даних програми. На діаграмі “еталонна” точка відповідає початку координат, а кожна наступна, отримана внаслідок нового вимірювання позначається червоним хрестиком біля неї на відстані та у напрямі що відповідають числовим значенням відхилення. Таким чином у PlanWindow “накоплюються” відмітки усіх визначень місцеположення від початку роботи.

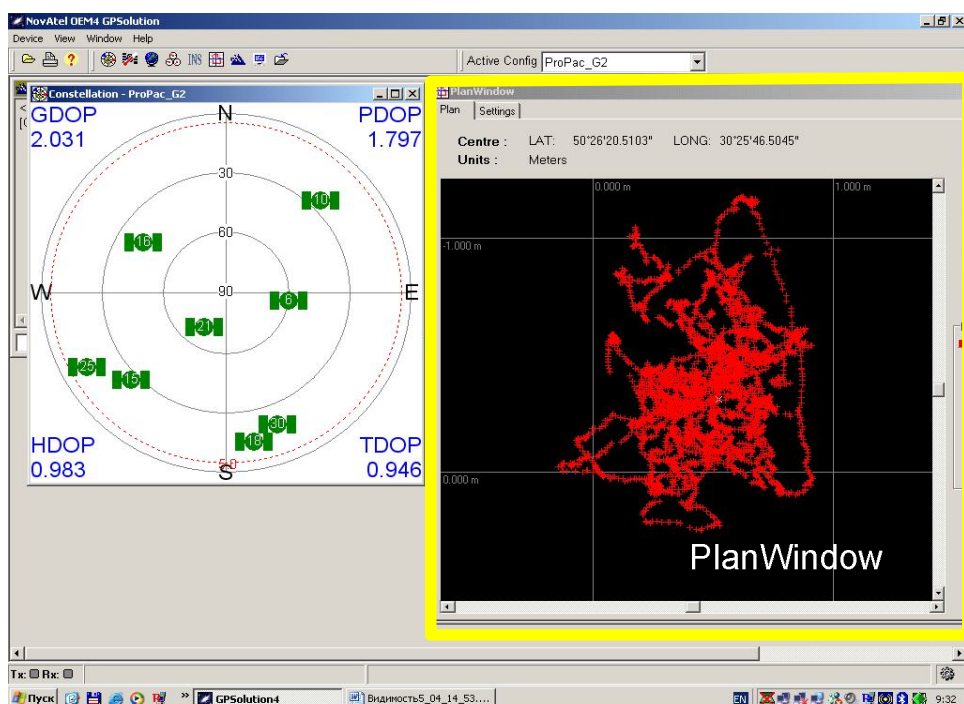


Рис. 3. Вигляд вікна-діаграми PlanWindow

З вересня 2004 року на приймальному обладнанні лабораторії супутникової навігації було розпочато регулярний моніторинг супутникових систем GPS та поправок EGNOS. В ході регулярних спостережень найбільші відхилення параметрів точності місцевизначення виникали під час наступних ситуацій:

- одночасний вихід із зони видимості приймача одного навігаційного супутника і вхід до неї іншого;
- момент прийому приймачем EGNOS поправки;
- несприятливе розташування НКА на небесній сфері;
- безпричинні короткотривалі відмови супутників.

Зазначені ситуації та значення навігаційних параметрів під час них фіксувалися і потребують окремого аналізу. Найбільш виразливі попередні ситуації приведені на наступних рисунках.

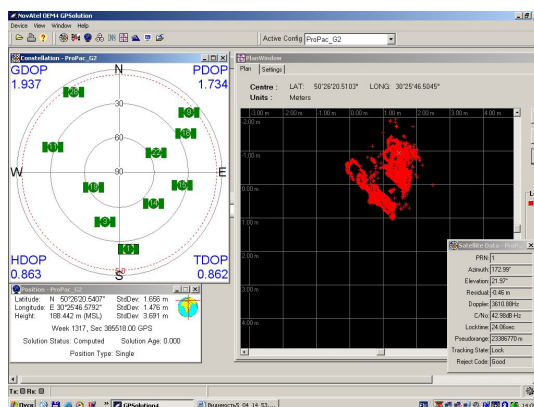


Рис. 4. Стандартне вікно роботи програми GPSolution

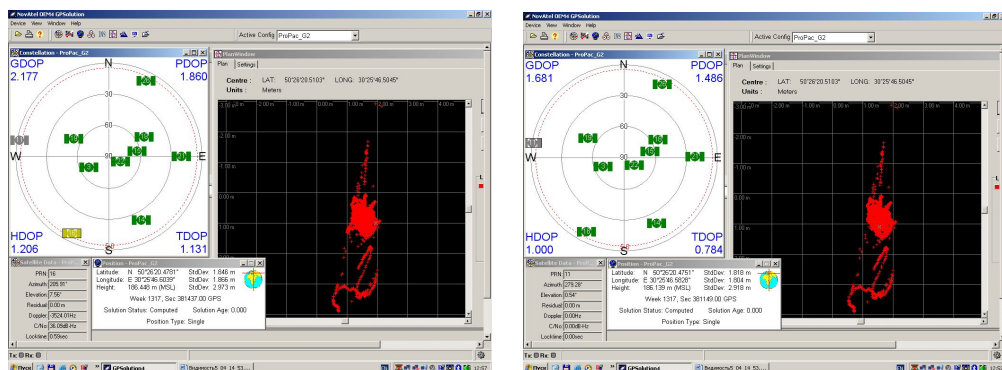


Рис. 5. Миттєве погіршення значень геометричних факторів у зв'язку з виходом із зони видимості супутника № 16

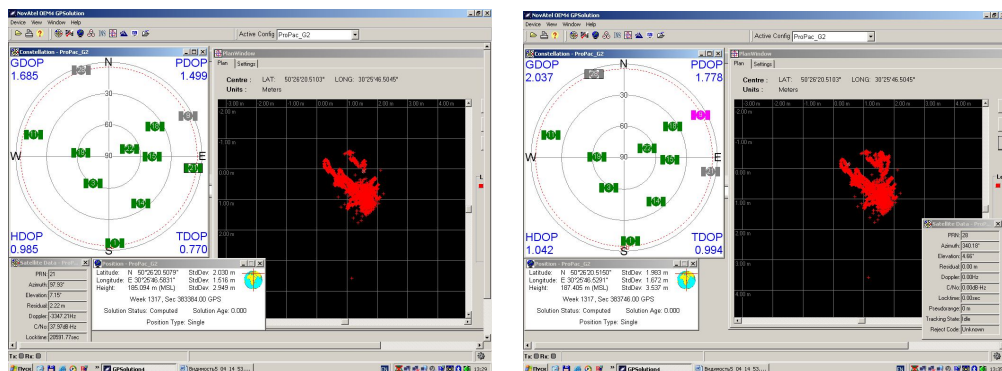


Рис. 6. Одночасний вихід із зони видимості супутників
№ 28, № 21 та вхід № 9

Наведені на рис. 5 та 6 результати спостережень засвідчують можливість миттєвого погіршення значень геометричних факторів під час виходу із зони видимості навігаційних супутників і (або) вході до неї інших. Зафіксовані межі погіршення склали наступні значення:

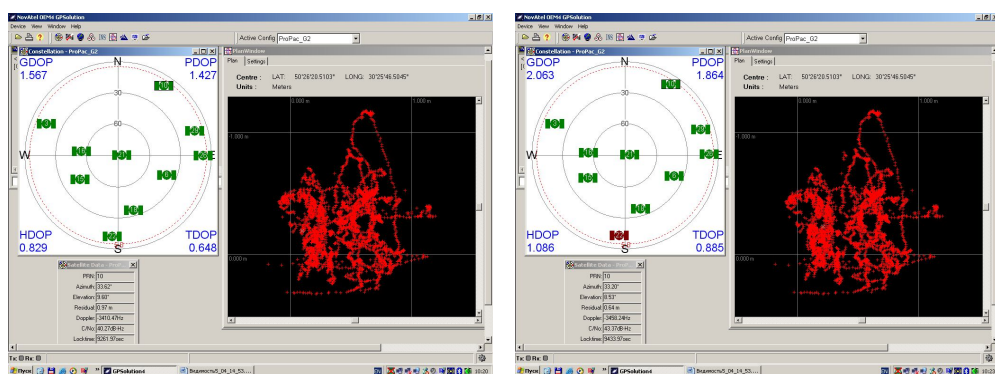
- GDOP: зі значення 1.6 до значення 2.4;
- PDOP: зі значення 1.4 до значення 1.9;
- HDOP: зі значення 0.85 до значення 1.2;
- TDOP: зі значення 0.6 до значення 1.1.

В цей самий момент спостерігається стрибок миттєвого відхилення поточного значення місцевизначення від значення „еталонної” точки прив’язки антени: а) супутника № 22; б) супутника № 16.

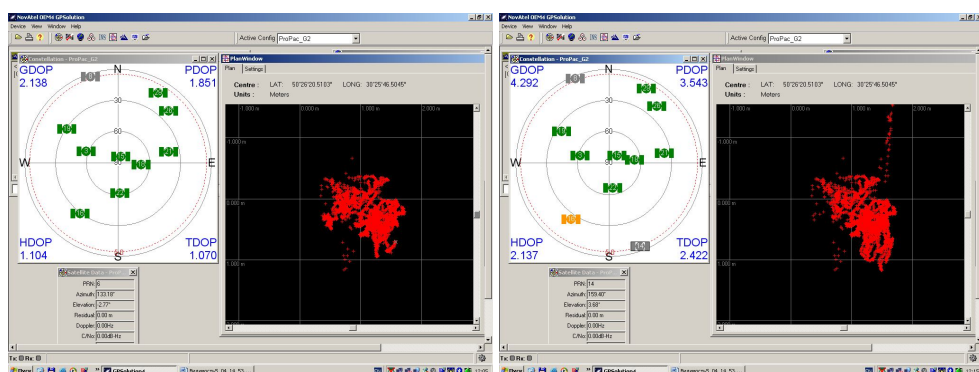
Для ситуацій безпричинних короткотривалих відмов необхідно відмітити, що незважаючи на існуючий запас навігаційних супутників відмова хоча б одного призводить до короткотривалого збільшення похибки визначення місцеположення.

В моменти пошуку та прийняття поправок від супутників EGNOS (рис. 8) спостерігається певне збільшення значень геометричних факторів, але при подальшій роботі приймача накопичена статистика відхилень місцевизначення демонструє більш щільне розташування відхилень (рис. 9), тобто наявний позитивний вплив EGNOS-корекцій на роботу супутникової системи GPS. Втім, необхідно відзначити, що на даний час супутники системи EGNOS працюють у тестовому режимі, через що дані висновки не є остаточними і потребують подальшого моніторингу.

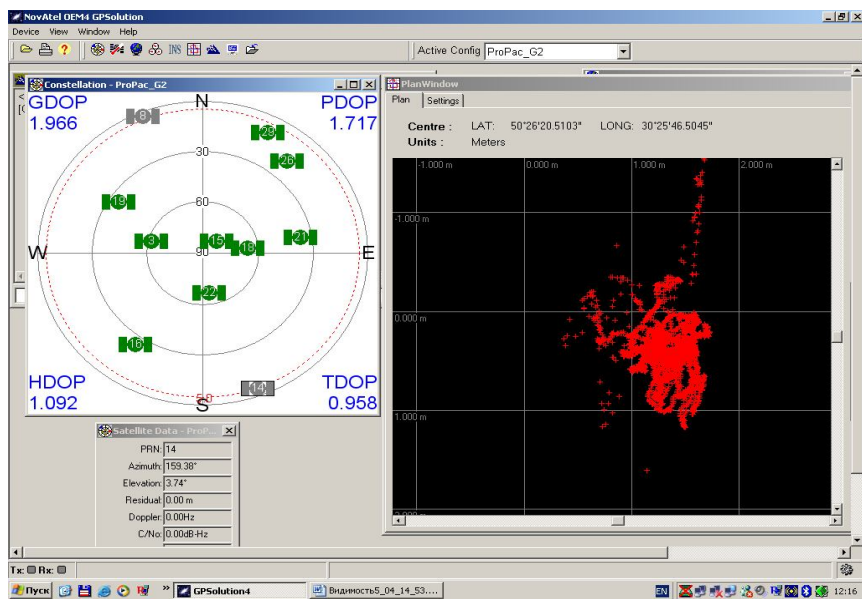
Сучасний стан орбітального угруповування GPS забезпечує на місці географічного розташування України постійну видимість не менше 6 супутників. Під час проведення моніторингу ця статистика підтвердилась. Періодична виникала протилежна ситуація – до кута видимості використовуемого приймача одночасно потрапляла кількість навігаційних супутників систем GPS та EGNOS, що перевищує передбачену у ній кількість робочих каналів. На рис.10 приведено ситуацію роботи приймача з використанням усіх 13 каналів. Звичайно, надлишковість навігаційної інформації зумовлювала відмінні значення навігаційних характеристик і мінімальні значення відхилення поточного місцевизначення. Необхідно зазначити, що приведена ситуація є короткотривалою.



а



б



В

Рис. 7. Ситуації безпричинних короткотривалих відмов супутників

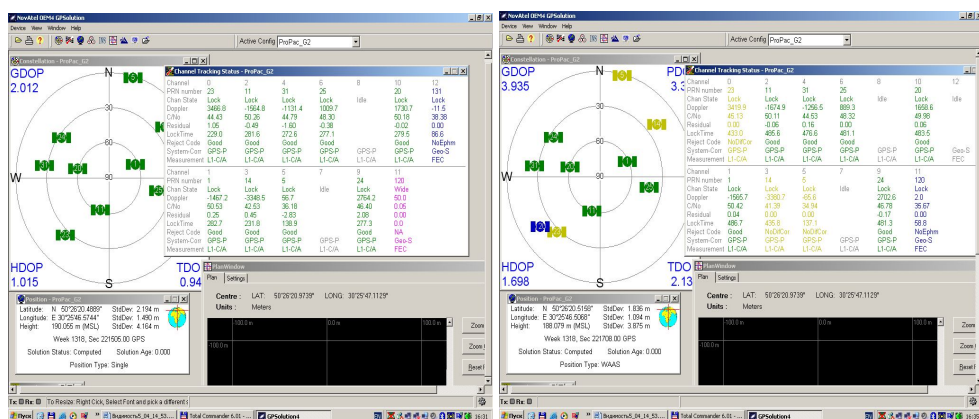


Рис. 8. Знаходження EGNOS та внесення корекцій

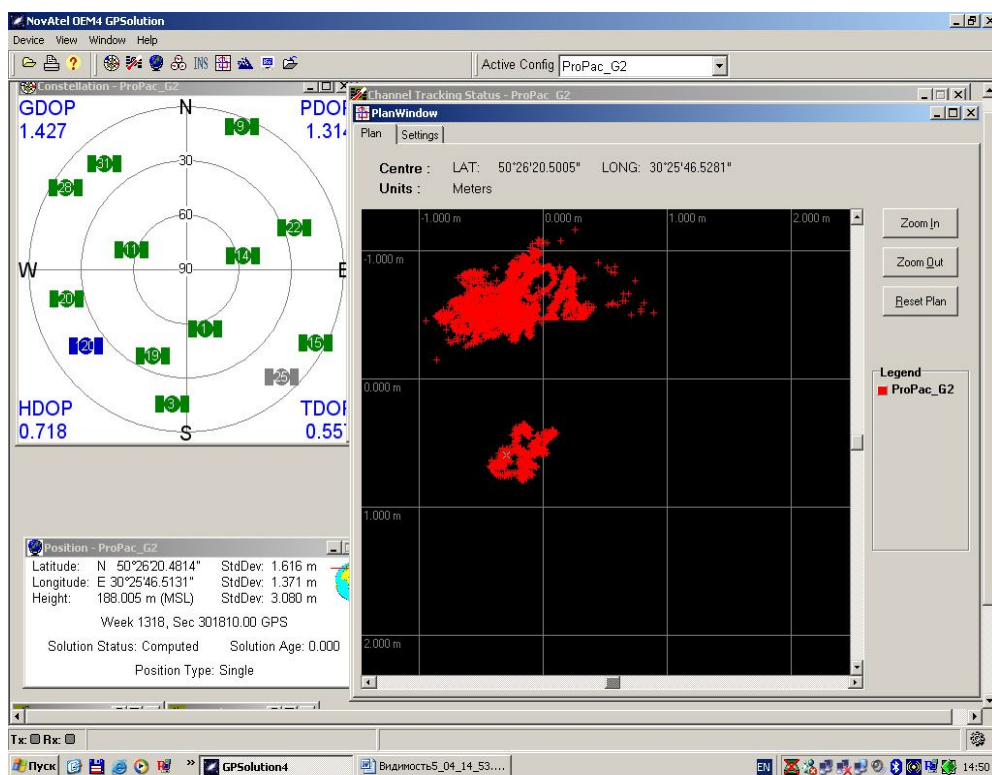


Рис. 9. Порівняння накопичених відхилень при роботі лише супутників GPS (верхня частина похибок) та з врахуванням EGNOS-поправок (в середині PlanWindow)

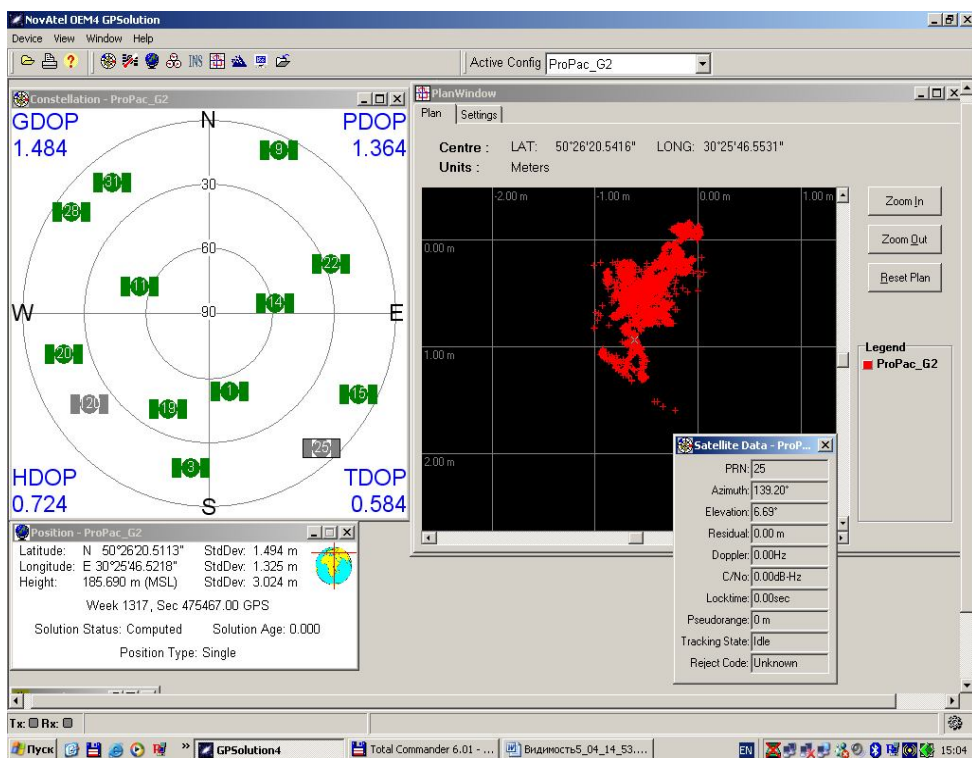


Рис. 10. Приймач працює з використанням усіх 13 каналів

Експеримент з моніторингу супутникових систем GPS та поправок EGNOS надав багато матеріалу для подальшого аналізу та дослідження. Втім, зроблені висновки не можуть бути остаточними, оскільки система EGNOS офіційно працює лише в тестовому режимі і остаточно не введена до роботи. До того ж необхідно збільшити тривалість спостережень. Науковий колектив лабораторії супутникових навігаційних систем Національного авіаційного університету планує продовжувати розпочатий експеримент.

Надійшла до редакції 11.04.2005

УДК 001.891

**Н.Д. Кошевой, П.И. Коваленко, В.А. Дергачев, А.М. Науменко,
Г.А. Черепашук, А.В. Заболотный**

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

НАПРАВЛЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ КАФЕДРЫ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ И ИЗМЕРЕНИЙ

Описаны основные направления научных исследований, выполняемых кафедрой авиационных приборов и измерений.

авиационные приборы и измерения, научные исследования

Научно-исследовательской деятельностью занимается весь профессорско-преподавательский состав, инженеры и аспиранты кафедры. Тематика НИР соответствует профилю подготовки выпускаемых специалистов. Руководят научными исследованиями наиболее авторитетные ученые той или иной области знаний, имеющие достаточный опыт работы и поиска в исследуемых областях. Среди них доктор технических наук, профессор Кошевой Н.Д., кандидаты технических наук, доценты Коваленко П.И., Науменко А.М., Дергачев В.А., Черепашук Г.А.

Несмотря на значительное снижение уровня финансирования, ученые кафедры продолжают серьезные научные поиски по следующим направлениям:

- автоматизация экспериментальных исследований сложных объектов (руководитель Кошевой Н.Д.);
- разработка и исследование измерительных преобразователей влажности сыпучих, пастообразных и жидких материалов (руководитель Кошевой Н.Д.);
- автоматизация процессов измерения толщины диэлектрических покрытий (руководитель Кошевой Н.Д.);
- разработка и исследование систем измерения количества топлива (руководитель Коваленко П.И.);

- автоматизированные системы контроля сложных объектов (руководители Дергачев В.А., Кошевой Н.Д.);
- метрологическое обеспечение динамических измерений механических величин (руководитель Науменко А.М.);
- рабочие эталоны и переходные меры электрического сопротивления (руководитель Науменко А.М.);
- структурно-алгоритмические методы повышения точности измерений (руководитель Черепашук Г.А.).

Основные итоги проведения научно-исследовательских работ по направлению «автоматизация экспериментальных исследований сложных объектов»:

- предложены методы идентификации статических и динамических объектов на основе планирования эксперимента;
- разработан новый комбинаторно-групповой подход к решению задач построения оптимальных по стоимости планов эксперимента [1];
- создано алгоритмическое и программное обеспечение для автоматизированного построения планов многофакторного эксперимента, которое позволяет сократить время эксперимента и уменьшить его стоимость, а также для построения математических моделей [2]. Один из трех пакетов прикладных программ по автоматизации планирования эксперимента зарегистрирован в Фонде алгоритмов и программ Украины за №П6434 от 12.05.1998 г., два других в Государственном Департаменте интеллектуальной собственности МОН Украины (№ 6015 и № 9115) ;
- получено 10 авторских свидетельств и 19 патентов Украины, в том числе 14 изобретений по датчикам давления, опубликованы ряд статей, тезисов докладов, монография [3], результаты исследований апробировались на международных конференциях и симпозиумах;
- ведутся перспективные исследования, направленные на автоматизацию каротажных измерений для бурильных и геофизических работ.

Сотрудниками кафедры предложен, разработан и изготовлен опытный образец системы автоматического регулирования подачи воды в жидкое топливо (АРПВ) с усовершенствованным методом управления электроклапанами исполнительного механизма. Выполнено моделирование режимов

работы системы с целью обеспечения высокой точности регулирования. Опытный образец системы предназначен для автоматического регулирования подачи воды в смесительный резервуар роторно-пульсационного аппарата с целью автоматического приготовления качественной водно-топливной эмульсии. Традиционное применение для этих целей дисковых затворов с трехфазными асинхронными двигателями не обеспечивает необходимой точности регулирования по причине инерционности. Поэтому разработчиками применен новый метод управления исполнительным механизмом, сутью которого является получение на его выходе квантованного по уровню входного потока воды, что позволяет непрерывно подавать воду в эмульгатор с требуемой точностью (погрешность не ниже 1%). Структура системы усовершенствована за счет применения регулятора расхода воды на основе двоично-реверсивного счетчика, снабженного задатчиком скорости отработки управляющего сигнала.

Система автоматического регулирования подачи воды в жидкое топливо имеет следующие преимущества по сравнению с аналогами: малые габариты, высокую точность дозирования (при условии использования восьми электроклапанов погрешность может достигать 0,5%), гибкость конструкции и низкую стоимость (в 2 – 3 раза ниже известных аналогов).

В рамках данной тематики исследованы вопросы повышения точности измерения влажности нефтепродуктов, так как качество регулирования зависит не только от точности отработки исполнительным механизмом управляющего сигнала, а и от точности измерения влажности. Сотрудниками кафедры разработан электронный блок измерителя влажности нефтепродуктов, электрическая схема которого обеспечивает стабильные измерения (погрешность не превышает 0,5%) и надежную защиту от помех. Схемные параметры блока оптимизированы по точности и энергопотреблению. Для этого были синтезированы математические модели, адекватно отражающие зависимость потребляемой мощности и погрешности измерений от схемных параметров влагомера.

Разработаны новые датчики для измерения влажности жидких диэлектриков, удовлетворяющие современным требованиям измерения влажности в потоке, имеющие высокую стабильность и чувствительность

(6 пФ/%). Получено математическое выражение для вычисления параметров таких датчиков с учетом влияния краевых эффектов.

Актуален также вопрос увлажнения сыпучих веществ (зерна перед помолотом, песка для приготовления бетонной смеси в т.д.). Система автоматического регулирования подачи воды в жидкое топливо, снабженная нужным датчиком, пригодна для таких функций. На кафедре разработан новый датчик влажности сыпучих материалов, позволяющий отбирать пробы в любой точке общего объема, уплотнять пробу с одинаковым усилием с помощью подвижной системы заслонок и учитывать влияние от изменения температуры, что в целом обеспечивает хорошую воспроизводимость измерений.

Для калибровки и поверки подобных систем (касательно сыпучих материалов) предложен ряд конструкций имитаторов влажных сыпучих материалов лабораторного и полевого исполнения, предназначенных для ускорения процесса поверки. Имитаторы работают в диапазоне от 0 до 50% влажности и обеспечивают высокую точность.

По данному направлению в течение четырех лет опубликованы тридцать два печатных научных труда, среди них четырнадцать патентов Украины на изобретения.

На предприятиях различных отраслей промышленности важным процессом является контроль толщины диэлектрических покрытий на металлических поверхностях. Этот процесс обеспечивает высокие показатели эргономики, длительный срок службы и безопасность работы с изделиями.

Сотрудниками кафедры предложено несколько вариантов измерителей толщины таких покрытий, схемные решения и конструкции которых защищены четырьмя патентами Украины. В качестве датчика в этих устройствах используется усовершенствованный накладной вихретоковый преобразователь.

Измерители реализованы на современной элементной базе, причем вместо измерительных обмоток в накладном вихретоковом преобразователе используются датчики Холла, а измерительная система выполнена на базе микроконтроллера серии PIC.

Основные положения исследований были апробированы на 5 международных конференциях и опубликованы в 4 статьях и 7 тезисах докладов.

Целью научного направления «разработка и исследование систем измерения количества топлива» является создание оптимальной измерительной системы, способной с повышенной точностью измерять количество топлива в баках произвольной формы и инвариантной к расположению топлива и его сорту. В основу разработки положен радиоволновой метод с использованием длинных линий [4], что дало возможность обеспечить дистанционность измерений, повышенную чувствительность и точность при минимальном количестве соединительных линий. Разработаны конструкции универсальных датчиков для измерения количества топлива, спроектирована измерительная система, разработаны алгоритмы обработки информации, позволяющие линеаризовать характеристики и скомпенсировать сортовую погрешность.

Основные положения исследований были доложены на 8 международных конференциях и опубликованы в 11 статьях и тезисах докладов, получено три патента Украины на изобретения.

Сокращение длительности простоев авиационной техники может быть достигнуто путем уменьшения времени определения работоспособности объектов авиационного оборудования и поиска места отказа в них. Эта проблема может быть решена путем разработки и внедрения в эксплуатацию прогрессивных методов и средств контроля технического состояния.

Для решения данной проблемы предлагается новый подход к построению контрольных и диагностических тестов, в основе которого лежит сведение задачи построения контрольных и диагностических тестов к классу комбинаторных задач. Разработаны эффективные методы построения оптимальных процедур диагностирования. Для автоматизации этого процесса предлагается использовать разработанные программно-аппаратурные средства, применение которых позволит сократить сроки проектирования, повысить достоверность получаемых результатов за счет исключения субъективных факторов, и в конечном итоге, за счет выбора оптимальных диагностических процедур – повысить эффективность эксплуатации авиационного транспорта.

Разработаны высокоточные, надежные, малогабаритные, обладающие простотой конструкции и низкой стоимостью бесконтактные измерители постоянных токов. Они могут найти широкое применение в системах контроля и управления. На многоканальные бесконтактные измерители постоянных токов получены три патента Украины.

Сотрудниками кафедры разработана и исследована компьютерная система контроля и диагностики герметичности цилиндро-поршневой группы и клапанов двигателя автомобиля. Основные положения этих исследований были доложены на 3 международных конференциях и опубликованы в 7 статьях и тезисах докладов, например в работе [5].

Применение динамического взвешивания движущихся грузов существенно снижает затраты как на саму процедуру взвешивания, так и на весоизмерительную технику, но требует разработки метрологического обеспечения динамического взвешивания и эта тема решается по двум направлениям. Разработаны принципы выявления дополнительного динамического воздействия на весы при наезде движущегося груза (автомобиля, вагона) на грузоприемную платформу весов и вводится соответствующая поправка в результат измерения. Созданы измерительные каналы для коррекции этого результата путем измерения возникающего динамического ускорения и оценивания динамической составляющей погрешности. Реализация этого принципа в практических разработках (исполнители-разработчики доц. Черепашук Г.А. и аспирант Потыльчак А.П.) позволила уменьшить погрешность динамического взвешивания до $(0,5 - 0,8)\%$, что приближает по точности процесс взвешивания в движении к статическому взвешиванию, но существенно уменьшает длительность и трудоемкость такого взвешивания.

Вторым направлением этой темы является разработка принципа, методики и аппаратуры испытания весов для их доводки и метрологической аттестации. Предложен (доц. Науменко А.М., ассистент Чебыкина Т.В.) метод измерения переходной характеристики весов и по результатам измерений разрабатываются рекомендации по совершенствованию весов и алгоритмов обработки измерительной информации, а также делается вывод о соответствии весов предъявленным техническим требованиям.

При этом в настоящее время разрабатывается следующее оборудование:

1) весо- и силоизмерительное: электронные крановые весы разной грузоподъемности, бункерные и платформенные весы, системы весового контроля, универсальные весовые терминалы, тензометрические датчики, разнообразные весоизмерительные системы под заказ;

2) для бурильных и геофизических работ; каротажные тензометрические измерительные и регистрирующие системы КТС-10 КТСП-10, датчики момента на роторе буровой установки, датчики натяжения каната;

3) для статических и ресурсных испытаний транспортных средств, в том числе авиационных и железнодорожных.

Выпускаемые весо- и силоизмерители реализуют один из наиболее точных методов преобразования силы в электрический сигнал – тензометрический. В них широко используются современные средства вычислительной техники, в частности микроконвертеры фирмы Analog Devices. Это позволяет повысить точность СИТ, надежность и простоту в эксплуатации. Например, весы крановые, типа ВКМ имеют наибольший предел взвешивания до 20 т, приведенную погрешность не более 0,1% дискретность – 0,1 или 1 кг, диапазон рабочих температур $(-20 \dots +40)^{\circ}\text{C}$, связь с ПК или информационно-вычислительной сетью через интерфейсы RS-232 и RS-485. Выполняемые функции:

- сброс веса тары;
- сравнение с заданным весом;
- усреднение и суммирование веса;
- удержание результата взвешивания;
- предупреждение о перезагрузках и запоминание их;
- дистанционное переключение дискретности отсчета и яркости индикатора;
- самокалибровка и самодиагностика.

Одна из последних разработок – весоизмерительные системы типа ВИПС. Они предназначены для задания веса загружаемого в бункер материала, подачи сигнала на загрузку, определения веса материала в бункере, индикации текущего и заданного значений веса, контроля достижения за-

данного веса и подачи сигнала окончания загрузки с регистрацией результатов взвешивания с привязкой ко времени в энергонезависимой памяти.

Системы сертифицированы Государственным испытательным сертификационным центром взрывозащищенного и рудничного оборудования и выполнены во взрывозащищенном варианте с категорией Exib II BT4.

По результатам исследований опубликовано 23 статьи, получено 6 авторских свидетельств.

С проблемой повышения точности измерений связаны работы по совершенствованию принципов и средств передачи размера единицы физической величины от эталона – рабочим средствам, а также разработка структурно-алгоритмических методов повышения точности.

Выполнены исследования метрологических характеристик эксплуатируемых в Восточном регионе Украины рабочих эталонов (меры 1-го и 2-го разряда) электрического сопротивления. Получены закономерности изменения точности мер сопротивления и разработаны (соискатель Чепела В.Н.) рекомендации по совершенствованию мер, прогнозированию их метрологической надежности и необходимости замены, что обеспечивает реальную практическую точность измерения электрического сопротивления не хуже (0,02 – 0,05)%.

Важной в этом направлении является работа по разработке и совершенствованию системы переходных мер для передачи размера Ома от первичного эталона – рабочим и сличения первичных эталонов Ома разных лабораторий и стран. Выполненные исследования (аспирант Белоконь Е.Н.) позволили рекомендовать оптимальную структуру переходных мер, методику анализа их метрологических характеристик и уменьшить погрешность сличения эталона. Работы по совершенствованию эталонов внедрены в Харьковском РНПЦСМС. По результатам исследований опубликован 17 статей и получено 2 авторских свидетельства СССР и 2 патента Украины.

Актуальным направлением повышения точности и надежности измерений являются структурно-алгоритмические методы. Исследуются принципы повышения точности путем структурной избыточности измерительных каналов, их комплексирования, оперативной калибровки и адаптив-

ных алгоритмов обработки измерительной информации с помощью микропроцессоров. Разработаны (доц. Науменко А.М, доц. Чепешук Г.А.) структуры адаптивных измерительных каналов, принципы и схемы калибровки для силоизмерительных и весоизмерительных устройств, методы текущей коррекции характеристик измерительных каналов и оценивания их погрешностей. На основе проведенных исследований разрабатываются измерительные системы с адаптивной (на базе микропроцессоров) коррекцией коэффициентов преобразования, температурной погрешности, нелинейности характеристик и их временного изменения. Планируется внедрение результатов структурно-алгоритмических методов при создании тензометрических систем для ОКП им. О.К. Антонова, ИИС геолого-разведки (г. Полтава), диагностических систем железнодорожных составов и локомотивов (УкрНИИ вагоностроения). По результатам исследований опубликовано 22 статьи и получено 5 авторских свидетельств.

Литература

1. Кошевой Н.Д., Бестань С.Г., Дергачов В.А. Планирование эксперимента на основе комбинаторных конфигураций // Вісник СНУ. – 2001. – №3. – С.69 – 72.
2. Кошевой Н.Д., Гаевой В.А. Повышение эффективности экспериментальных исследований промышленных объектов // Стратегія економічного розвитку України: Науковий збірник. – Вип. 1 (8). – К.: КНЕУ, 2002. – С. 197 – 203.
3. Кошевой Н.Д., Гаевой В.А. Автоматизация экспериментальных исследований: Монография. – Х.: Факт, 2001. – 112 с.
4. Кныш В.А., Кошевой Н.Д., Коваленко П.И. Система контроля топлива в баке автомобиля // Вестник ХГАДТУ. – Х.:ХГАДТУ. – 2001. – Вып. 5. – С. 157 – 158.
5. Кошевой Н.Д., Сараева И.Ю. Экспериментальные исследования по оценке герметичности цилиндрической группы и клапанов двигателя автомобиля // Сборник трудов международной научно-технической конференции «Приборостроение – 2004». – Винница-Ялта, 2004. – С. 269 – 273.

Поступила в редакцию 8.04.2005

УДК 656.7.052

В.П. Харченко, В.Н. Васильев

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ САМОЛЕТОВ ПРИ УПРАВЛЯЕМОМ ВОЗДУШНОМ ДВИЖЕНИИ

Выведены уравнения для оценки и прогнозирования вероятности нарушения нормы безопасного разделения самолетов, а также их столкновения с учетом стохастического характера и корреляционной зависимости во времени отклонений от заданной траектории управляемого полета. Для конкретных условий полета и развития конфликтной ситуации определены коэффициенты уравнения, необходимые для численного решения задачи.

вероятность конфликта, риск столкновения, управление воздушным движением

Введение

Основные показатели безопасности воздушного движения связаны с оценкой возможных столкновений самолетов. Чрезвычайно важное значение имеет заблаговременное выявление развития конфликтных ситуаций. Конфликт определяется как прогнозируемое сближение самолетов в пространстве и во времени, при котором нарушаются установленные минимумы разделения самолетов.

Несмотря на наличие большого количества методов и алгоритмов выявления и оценки конфликтов, острой продолжает оставаться проблема выбора критерия безопасности, мер оценки и классификации конфликтных ситуаций, способов их устранения, а также практической реализации методов как в бортовых системах, так и в системах управления воздушным движением (УВД).

Актуальность проблемы возрастает в связи с перспективой перехода на новые концепции организации воздушного движения (например, “Free Flight” [1]), которые дают экипажам более свободный выбор траектории полета, а это неминуемо потребует введения новых норм, технологий,

процедур и критериев принятия решений.

В настоящее время активно исследуется возможность перехода от централизованного к децентрализованному УВД, при котором происходит смещение традиционного УВД в сторону кооперативного УВД [2]. Новые качества кооперативной системы УВД дают возможность развивать методы выявления и разрешения конфликтных ситуаций, основанные на доступности информации о намерениях участников воздушного движения, использовании план полета как основу для прогнозирования траекторий, выявления конфликтов и оценки вероятности столкновений самолетов с учетом управляемости процесса полета.

Методы оценки конфликтов

В общем случае процесс полета рассматривается как стохастический из-за наличия большого числа факторов случайного характера, которые влияют на движение самолета.

Считается [3], что вероятностные методы оценки конфликтов в сравнении с геометрическими методами более совершенные и перспективные. Они позволяют учитывать вероятностные характеристики процесса движения и в то же время учитывать фактор управляемости и особенности используемых методов навигации.

Из известных вероятностных методов выявления и оценки конфликтов можно выделить метод оценки вероятности конфликта, предложенный в работе [4], и метод оценки риска столкновений [5]. Первый метод [4] предназначен для среднесрочного прогнозирования потенциально конфликтных ситуаций на время до 15 – 20 мин. Метод дает аналитическое выражение для оценки вероятности конфликта двух самолетов, он базируется на известной априорной информации о дисперсии отклонения самолета от плановой траектории полета в продольном, боковом и вертикальном направлениях движения. Принимается, что эти отклонения независимы и подчиняются нормальному закону распределения. Геометрически конфликт определяется как вероятностная мера пересечения областей неопределенности прогнозируемых положений двух самолетов.

Второй метод [5] имеет преимущества при краткосрочном прогнозировании конфликтов на время до 5 – 10 мин и основан на понятии риска столкновений. Процесс разделения самолетов рассматривается как случайный процесс с известными статистическими характеристиками положения и скорости, описываемый стохастическим дифференциальным уравнением. Теоретически вероятность столкновения определяется как вероятность первого пересечения этого процесса с запретной областью, размеры которой соизмеримы с размерами самолетов, однако, поскольку точное математическое решение является чрезвычайно сложной задачей, в методе применяется ряд упрощений. Допускается возможность многократного вторжения в запретную область, и определяется функция интенсивности пересечения области, а затем вероятность пересечения. В результате определяется не вероятность столкновения, а риск столкновения, который является верхней границей для вероятности столкновений.

В данной работе рассматривается стохастический подход к решению задачи оценки потенциально конфликтных ситуаций. Выведены обобщенные уравнения для оценки и прогнозирования вероятности нарушения нормы безопасного разделения самолетов, а также их столкновения с учетом стохастического характера и корреляционной зависимости во времени отклонений от заданной траектории управляемого полета. Для конкретных условий полета и развития конфликтной ситуации определяются коэффициенты уравнения, необходимые для численного решения задачи.

Постановка задачи

Принимается, что относительное положение двух самолетов $\vec{r}(t)$ при $\vec{r}(t) \in \mathbb{R}^n$ представляет собой случайный процесс, который может быть получен в результате непрерывного отображения объединенного вектора состояний для пары самолетов $\vec{X}'(t) = [\vec{X}_1(t)^T \ \vec{X}_2(t)^T]^T \in \mathbb{R}^N$ ($n < N$) из $\mathbb{R}^N$ в $\mathbb{R}^n$ оператором $\mathfrak{Z}$:

$$\vec{r}(t) = \mathfrak{Z}\vec{X}'(t), \quad (1)$$

где $\vec{X}_j(t)$ – вектор состояний для j -го самолета в локальной (частной) системе координат.

Обозначим область конфликта K в общей системе координат

$$K = \left\{ \vec{X} \in \mathfrak{R}^N : \|\vec{r}\| \leq d \right\}, \quad (3)$$

где $\vec{X}$ – объединенный вектор состояний, преобразованный в общую систему координат; d – заданная норма безопасного разделения самолетов.

Задача заключается в определении вероятности нарушения нормы безопасного разделения самолетов на заданном интервале времени $[0, T]$ с учетом (1):

$$P_c = P\left\{ \exists t \in [0, T] : \|\vec{r}(t)\| \leq d \right\}. \quad (4)$$

Если значение d определяется физическими размерами самолетов, то выполнение условия (4) означает столкновение самолетов. Считаем, что в начальный момент времени $t = 0$ обеспечивается безопасное разделение самолетов, т.е. $\|\vec{r}(0)\| = \|\vec{r}_0\| > d$.

Стохастический характер процесса разделения самолетов обусловлен случайными отклонениями каждого самолета от заданной траектории полета. Принимается, что текущий план полета самолетов на заданном интервале прогнозирования известен.

Для вывода математической модели отклонений от заданной траектории полета используем случайный процесс Орнштейна-Уленбека [6]. Выбор этого процесса обосновывается сочетанием ряда его свойств. Стационарный процесс Орнштейна-Уленбека является марковским, гауссовским и имеет непрерывные траектории. Эти свойства наиболее адекватны реальному управляемому установившемуся движению самолета при воздействии на него случайных возмущающих факторов.

Особенность управляемого полета состоит в том, что при полете по заданному маршруту управление заключается в стабилизации заданного, как правило, нулевого отклонения от линии заданного пути, в стабилизации заданной воздушной скорости и высоты полета. Учитывая это, будем описывать случайным процессом Орнштейна-Уленбека в боковом движении – отклонение от линии заданного пути, а в продольном – отклонение от заданной скорости. При стабилизации заданной высоты полета модель

отклонения в вертикальном направлении аналогична модели бокового движения.

Таким образом, в локальной системе координат xOy , ось Ox которой направлена вдоль линии заданного пути, отклонение $y(t)$ от линии заданного пути описывается случайным процессом Орнштейна-Уленбека

$$dy = -\alpha_y y dt + \sigma_y dW_y, \quad (5)$$

где $y(0)$ – задается по результатам системы наблюдения, $\alpha_y > 0$, $\sigma_y > 0$, $W_y(t)$ – стандартный винеровский процесс.

Для продольной координаты x отклонение описывается уравнением

$$dx = v_0 dt + u_x dt \text{ при } x(0) = 0, \quad (6)$$

где v_0 – заданная скорость полета, u_x – отклонение от заданной скорости, которое описывается процессом Орнштейна-Уленбека

$$du_x = -\alpha_x x dt + \sigma_x dW_x, \quad (7)$$

где $u_x(0)$ – задается, $\alpha_x > 0$, $\sigma_x > 0$, $W_x(t)$ – стандартный винеровский процесс.

Описание процесса разделения самолетов

Рассмотрим полет самолетов на одном высотном эшелоне. Для каждого самолета введем вектор состояний

$$\vec{z}(t) = [x(t) \quad y(t) \quad u_x(t)]^T \quad (8)$$

и на основании (5)–(7) запишем уравнение процесса отклонений от заданных параметров траектории полета

$$d\vec{z}(t) = \begin{bmatrix} v_0 + u_x \\ -\alpha_y y \\ -\alpha_x u_x \end{bmatrix} dt + \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma_y dW_y \\ \sigma_{xy} dW_x \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Процесс (9) является диффузионным. Запишем его в виде

$$d\vec{z} = \left[v_0 \vec{e} + \Lambda \begin{bmatrix} y \\ u_x \end{bmatrix} dt \right] + S d\vec{W}, \quad (10)$$

где $\vec{e}^T = [1, 0, 0]$; $\Lambda = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\alpha_y & 0 \\ 0 & -\alpha_x \end{bmatrix}$; $\vec{W} = \begin{bmatrix} W_x \\ W_y \end{bmatrix}$; $S = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y \\ \sigma_x & 0 \end{bmatrix}$.

Рассмотрим взаимное положение самолетов в общей системе координат xOy . При этом движение j -го самолета описывается в локальной системе координат $x_jO_jy_j$. Введем единичные векторы $\vec{e}_1, \vec{e}_2$ для первого самолета и единичные векторы $\vec{f}_1, \vec{f}_2$ – для второго, как показано на рис. 1.

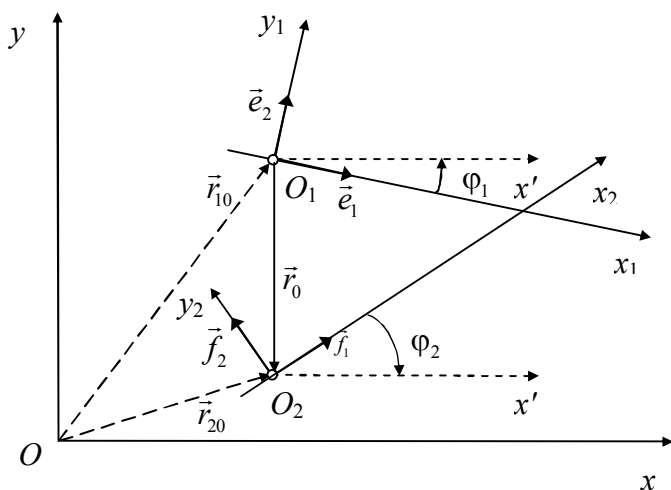


Рис. 1. Взаимное положение самолетов

Пусть в общей системе координат xOy : $\vec{r}_{10}$ – вектор, соответствующий точке O_1 начального положения первого самолета, а $\vec{r}_{20}$ – вектор, соответствующий точке O_2 второго самолета. Тогда вектор относительного положения самолетов в определенный момент времени t записывается как

$$\vec{r}(t) = (\vec{r}_{20} - \vec{r}_{10}) + x_2(t)\vec{f}_1 + y_2(t)\vec{f}_2 - x_1(t)\vec{e}_1 - y_1(t)\vec{e}_2, \quad (11)$$

при этом для начального момента времени $\vec{r}(0) = \vec{r}_0 = \vec{r}_{20} - \vec{r}_{10}$.

Для базисных векторов имеем представление в общей системе координат:

$$\vec{e}_1 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_1 \\ \sin \varphi_1 \end{bmatrix}, \quad \vec{e}_2 = \begin{bmatrix} -\sin \varphi_1 \\ \cos \varphi_1 \end{bmatrix}, \quad \vec{f}_1 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_2 \\ \sin \varphi_2 \end{bmatrix}, \quad \vec{f}_2 = \begin{bmatrix} -\sin \varphi_2 \\ \cos \varphi_2 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

Тогда для вектора $\vec{r}(t)$ (11) получим

$$\vec{r}(t) = \vec{r}_0 + \begin{bmatrix} -U_1 & U_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(t) \\ y_1(t) \\ x_2(t) \\ y_2(t) \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где $U_j = \begin{bmatrix} \cos \varphi_j & -\sin \varphi_j \\ \sin \varphi_j & \cos \varphi_j \end{bmatrix}$ – ортогональная матрица поворота на угол φ_1

и φ_2 соответственно ($j = 1, 2$).

Преобразуем вектор состояний $\vec{z}(t)$ (8) каждого самолета из локальной системы координат в общую систему xOy (далее индекс j опущен для упрощения записи):

$$\vec{R}(t) = \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \vec{z}(t) = \begin{bmatrix} U \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \end{bmatrix} \\ u_x(t) \end{bmatrix}, \quad (14)$$

тогда из (10) имеем

$$d\vec{R}(t) = \left(v_0 \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \vec{e} + \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \Lambda \begin{bmatrix} y \\ u_x \end{bmatrix} \right) dt + \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} S d\vec{W}. \quad (15)$$

Далее обозначим и преобразуем:

$$\vec{h} = v_0 \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \vec{e} = v_0 \begin{bmatrix} U \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Введем оператор проектирования P_{23} трехмерного вектора на подпространство вторых и третьих координат, который действует на вектор $\vec{z}(t)$ так, что $P_{23} \vec{z} = [y \ u_x]^T$.

Тогда

$$\begin{bmatrix} y \\ u_x \end{bmatrix} = P_{23} \begin{bmatrix} U^T & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \vec{z} = P_{23} \begin{bmatrix} U^T & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \vec{R}.$$

В результате уравнение (15) запишется в виде

$$d\vec{R} = (\vec{h} + M\vec{R})dt + \Sigma d\vec{W}. \quad (17)$$

Здесь $\vec{h}$ из (16), $M = \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \Lambda P_{23} \begin{bmatrix} U^T & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\Sigma = \begin{bmatrix} U & 0 \\ 0 & U \end{bmatrix} S$.

Определим окончательно составляющие уравнения (17), помня об условии (12):

$$\vec{h} = v_0 \begin{bmatrix} \cos \varphi \\ \sin \varphi \\ 0 \end{bmatrix}; \quad M = \begin{bmatrix} -\alpha_y \sin^2 \varphi & \alpha_y \sin \varphi \cos \varphi & \cos \varphi \\ \alpha_y \sin \varphi \cos \varphi & -\alpha_y \cos^2 \varphi & \sin \varphi \\ 0 & 0 & -\alpha_x \end{bmatrix};$$

$$\Sigma = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_y \sin \varphi \\ 0 & \sigma_y \cos \varphi \\ \sigma_x & 0 \end{bmatrix}.$$

Введем оператор $P_{12} : \mathfrak{R}^3 \rightarrow \mathfrak{R}^2$ – оператор проектирования на подпространство первых двух координат. Тогда вектор $\vec{r}(t)$ (13) запишется как

$$\vec{r}(t) = \vec{r}_0 + P_{12}(\vec{R}_2(t) - \vec{R}_1(t)). \quad (18)$$

Здесь $\vec{R}_j(t)$, $j = 1, 2$ – процесс типа (14) для j -го самолета, причем

$$\vec{R}_j(0) = \begin{bmatrix} U_j \begin{bmatrix} 0 \\ y_j(0) \\ u_{xj}(0) \end{bmatrix} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \varphi_j y_j(0) \\ \cos \varphi_j y_j(0) \\ u_{xj}(0) \end{bmatrix}, \quad j = 1, 2. \quad (19)$$

Рассмотрим объединенный вектор, включающий процессы $\vec{R}_j(t)$, $j = 1, 2$:

$$\vec{X}(t) = \begin{bmatrix} \vec{R}_1(t) \\ \vec{R}_2(t) \end{bmatrix} \text{ при } \vec{X}(0) = \begin{bmatrix} \vec{R}_1(0) \\ \vec{R}_2(0) \end{bmatrix}, \text{ где } \vec{R}_j(0) \text{ задано в (19).}$$

На основании (17) запишем уравнение, описывающее процесс $\vec{X}(t)$:

$$d\vec{X} = \begin{bmatrix} \vec{h}_1 + M_1 \vec{R}_1 \\ \vec{h}_2 + M_2 \vec{R}_2 \end{bmatrix} dt + \begin{bmatrix} \Sigma_1 & 0 \\ 0 & \Sigma_2 \end{bmatrix} d \begin{bmatrix} W_{y1} \\ W_{x1} \\ W_{y2} \\ W_{x2} \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Определение дифференциального оператора диффузионного процесса

Для практического решения поставленной задачи определим структуру и коэффициенты инфинитезимального оператора A соответствующего диффузионного процесса [7]. Диффузия для стохастического процесса $\vec{X}(t)$ (20) определяется как

$$\begin{bmatrix} \Sigma_1 & 0 \\ 0 & \Sigma_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Sigma_1 & 0 \\ 0 & \Sigma_2 \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \Sigma_1 \Sigma_1^T & 0 \\ 0 & \Sigma_2 \Sigma_2^T \end{bmatrix},$$

где

$$\Sigma \Sigma^T = \begin{bmatrix} \sigma_y^2 \sin^2 \varphi & -\sigma_y^2 \sin \varphi \cos \varphi & 0 \\ -\sigma_y^2 \sin \varphi \cos \varphi & \sigma_y^2 \cos^2 \varphi & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_x^2 \end{bmatrix}.$$

Определим коэффициент $(\vec{h} + M\vec{R})$ процесса (20):

$$\vec{h} + M\vec{R} = \begin{bmatrix} v_0 \cos \varphi - \alpha_y \sin^2 \varphi r_1 + \alpha_y \sin \varphi \cos \varphi r_2 + \cos \varphi r_3 \\ v_0 \sin \varphi + \alpha_y \sin \varphi \cos \varphi r_1 - \alpha_y \cos^2 \varphi r_2 + \sin \varphi r_3 \\ -\alpha_x r_3 \end{bmatrix},$$

где $\vec{R} = \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix}.$

Тогда для $g = g(t, r_{11}, r_{21}, r_{31}, r_{12}, r_{22}, r_{32})$, $\vec{R}_j = [r_{1j} \ r_{2j} \ r_{3j}]^T$, $j = 1, 2$, имеем

$$\begin{aligned} Ag = & \sum_{j=1}^2 \left[\left(v_{0j} \cos \varphi_j - \alpha_{yj} \sin^2 \varphi_j r_{1j} + \alpha_{yj} \sin \varphi_j \cos \varphi_j r_{2j} + \cos \varphi_j r_{3j} \right) \frac{\partial g}{\partial r_{1j}} + \right. \\ & \left. + \left(v_{0j} \sin \varphi_j + \alpha_{yj} \sin \varphi_j \cos \varphi_j r_{1j} - \alpha_{yj} \cos^2 \varphi_j r_{2j} + \sin \varphi_j r_{3j} \right) \frac{\partial g}{\partial r_{2j}} - \alpha_{xj} r_{3j} \right) \frac{\partial g}{\partial r_{3j}} \Big] + \\ & + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^2 \left[\sigma_{yj}^2 \sin^2 \varphi_j \frac{\partial^2 g}{\partial r_{1j}^2} - 2 \sigma_{yj}^2 \sin \varphi_j \cos \varphi_j \frac{\partial^2 g}{\partial r_{1j} \partial r_{2j}} + \sigma_{xj}^2 \frac{\partial^2 g}{\partial r_{3j}^2} \right]. \end{aligned}$$

Оценка вероятности конфликта (столкновения)

Обозначим через q вероятность конфликта на временном отрезке $[0, T]$:

$$q = P\{\text{существует } t \in [0, T] : \|\vec{r}(t)\| \leq d\}.$$

Введем функцию условной вероятности

$$q(t, \vec{X}) = P\{\text{существует } \tau \in [t, T] : \|\vec{r}(\tau)\| \leq d \mid \vec{X}(t) = \vec{X}\}.$$

Тогда искомая вероятность

$$q = q(0, \vec{X}(0)) = q(0, \vec{R}_1(0), \vec{R}_2(0)).$$

Согласно (3), (18) конфликт наступает при попадании $\vec{X}(t)$ в область

$$K = \left\{ \vec{X} \in \mathfrak{R}^6 : \|\vec{r}_0 + P_{12}(\vec{R}_2 - \vec{R}_1)\| \leq d \right\},$$

где $\vec{X} = \begin{bmatrix} \vec{R}_1 \\ \vec{R}_2 \end{bmatrix}$, при этом считаем, что $\vec{X}(0) \notin K$.

Согласно Л. Понтрягину [8], вероятность $q(t, \vec{X})$ выхода диффузионного процесса (20) за пределы области

$$K^c = \mathfrak{R}^6 \setminus K = \left\{ \vec{X} \in \mathfrak{R}^6 : \|\vec{r}_0 + P_{12}(\vec{R}_2 - \vec{R}_1)\| > d \right\}$$

удовлетворяет уравнению параболического типа

$$-\frac{\partial q(t, \cdot)}{\partial t} = Aq(t, \cdot), \quad t \in [0, T), \quad \vec{X} \in K^c,$$

с краевыми условиями:

$$q(t, \vec{X}) = 1;$$

$$\vec{X} \in \partial K = \left\{ \vec{X} \in \mathfrak{R}^6 : \|\vec{r}_0 + P_{12}(\vec{R}_2 - \vec{R}_1)\| = d \right\}, \quad t \in [0, T)$$

и условием в конце временного интервала

$$q(T, \vec{X}) = 0, \quad \vec{X} \in K^c.$$

Чтобы записать уравнение в более привычном виде, обозначим

$$f(t, \vec{X}) = q(T - t, \vec{X}) = \\ = P\left\{\text{существует } \tau \in [T - t, T] : \|\vec{r}(\tau)\| \leq d \mid \vec{X}(T - t) = \vec{X}\right\}.$$

Тогда:

$$\frac{\partial q(t, \cdot)}{\partial t} = - \frac{\partial q(u, \cdot)}{\partial t} \bigg|_{u=T-t};$$

$$Af(t, \cdot) = Aq(T - t, \cdot).$$

Поэтому для функции $f(t, \vec{X})$ будем иметь:

$$\frac{\partial f(t, \cdot)}{\partial t} = Af(t, \cdot), \quad t \in (0, T], \quad \vec{X} \in K^c,$$

$$f(t, \vec{X}) = 1, \quad \vec{X} \in \partial K, \quad t \in (0, T]$$

$$f(T, \vec{X}) = 0, \quad \vec{X} \in K^c.$$

Функция f задана и непрерывна на множестве

$$D = \{(t, T) : t \in (0, T], X' \in K^c \cup \partial K, \text{ или } t = 0, X' \in K^c\}.$$

Искомая вероятность столкновения q на интервале $[0, T]$ равна

$$q = f(T, \vec{X}_0), \quad \vec{X}_0 = \vec{X}(0) \in K^c.$$

Заключение

Рассмотрен вероятностный подход к решению задачи оценки потенциально конфликтных ситуаций при полете самолетов с учетом свободного, но согласованного с системой УВД, выбора маршрута полета, при условии управляемости относительно запланированных траекторий полета. Задача прогнозирования вероятности конфликта (столкновения) формулируется с учетом стохастического характера возмущений, приводящих к отклонению самолетов от заданных траекторий полета, и корреляционных зависимостей во времени, в общем случае многомерного процесса отклонения в трехмерном пространстве с учетом особенностей процесса управ-

ляемого полета самолета. Исследуется конфликт при полете самолетов на одном эшелоне. При этом отклонение от линии заданного пути и отклонение от заданной скорости полета описываются случайными процессами Орнштейна-Уленбека. В результате получено обобщенное уравнение для оценки вероятности конфликта (столкновения), а также определены все коэффициенты, входящие в уравнение и необходимые для численного решения задачи.

Дальнейшие исследования направлены на численное решение задачи, статистическое моделирование различных ситуаций и оценку показателей метода.

Литература

1. RTCA: Report of the RTCA Board of Directors Select Committee on Free Flight, Jan. 18, 1995: RTCA, Washington DC.
2. Hoffman E., Nicolaon J.-P., Zeghal K. Transfer of Separation Responsibilities to Aircraft: The Freer-Flight Evolutionary Air-ground Co-operative ATM Concepts // EUROCONTROL Skyway, Spring issue. – 1999. – 4 (13). – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.eurocontrol.fr/projects/cospace/archive/skyway.html>.
3. Bakker G.J., Kremer H.J., Blom H.A.P. Geometric and probabilistic approaches towards conflict prediction // 3rd USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Napoli, 13 – 16 June 2000. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://atm-seminar-2000.eurocontrol.fr/acceptedpapers/pdf/paper60.pdf>.
4. Paielli R.A., Erzberger H. Conflict Probability Estimation for Free Flight // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 1997. – 20 (3). – P. 588 – 596.
5. Blom H.A.P., Bakker G.J., Blanker P.J.G., Daams J., Everdij M.H.C., Klompstra M.B. Accident Risk Assessment for Advanced ATM // Air Transportation Systems Engineering, G.L. Donohue and A.G. Zellweger (Eds.), AIAA. – 2001. – P. 463 – 480.
6. Коваленко И.Н., Кузнецов Н.Ю., Шуренков В.М. Случайные процессы. Справочник. – К.: Наук. думка, 1983. – 366 с.
7. Дынкин Е.Б. Марковские процессы. – М.: Физматгиз, 1963.
8. Тихонов В.И., Миронов М.А. Марковские процессы. – М.: Сов. радио, 1977. – 488 с.

Поступила в редакцию 06.04.2005

УДК 651.3

И.Е. Залогин, **В.Г. Кучмиев**

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

**О РЕЗУЛЬТАТАХ ПРИМЕНЕНИЕ СПУТНИКОВОЙ
НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ И ГИС
ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ
ПРОЦЕССОМ ПЕРЕРАБОТКИ КОНТЕЙНЕРНЫХ ГРУЗОВ
В ИЛЬИЧЕВСКОМ МОРСКОМ ТОРГОВОМ ПОРТУ**

Проведен анализ применения спутниковой навигационной аппаратуры и геоинформационной системы (ГИС) при решении конкретной задачи управления процессом переработки контейнерных грузов в Ильичевском морском торговом порту.

спутниковая навигационная аппаратура, геоинформационная система, контейнерные перевозки

В настоящее время одной из основных проблем переработки грузов на контейнерных терминалах морских портов являются задачи оперативного управления работой автоконтейнеровозов и согласования погрузо-разгрузочных работ с процессом фиксирования местоположения контейнеров на территории складирования, а так же оперативный и достоверный мониторинг технического состояния всего парка погрузо-разгрузочной техники.

Низкая организация процесса размещения контейнеров на территории морского терминала приводит к значительным временным задержкам при окончательной отгрузки контейнеров потребителям или погрузке на корабль. В настоящее время, применяемая в Украине схема переработки морских контейнеров предусматривает ручной ввод данных о местоположения контейнеров персоналом управления контейнерного терминала или операторами погрузо-разгрузочной техники. При этом реальное местоположение перегружаемых контейнеров зачастую оформляется со значительными ошибками, приводящих к дорогостоящим простоям кораблей и автотранспорта.

В тоже время применение спутниковой навигационной аппаратуры и геоинформационных технологий позволяет без значительных финансовых затрат, достаточно существенно повысить эффективность всего технологического процесса обработки контейнеров в терминалах морского порта.

С этой целью, специалистами Национального аэрокосмического университета «ХАИ», совместно с фирмой "SATTEL" (Австралия), был разработан и изготовлен аппаратно-программный комплекс. Аппаратно-программный комплекс реализован на базе спутниковых технологий позиционирования, ГИС и беспроводных линий связи.

В проектных решениях комплекса особое внимание было уделено вопросу интеграции нескольких сервисов мониторинга и управления процессами переработки контейнерных грузов в реальном масштабе времени.

Комплекс позволяет с высокой точностью отслеживать все перемещения контейнеров в реальном масштабе времени, отображать техническое состояние и местоположение всего парка погрузочно-разгрузочной техники, а также формировать необходимую отчетную документацию за требуемый период работы погрузо-разгрузочной техники.

Все перемещения контейнеров контролируются и управляются аппаратно-программным комплексом. Каждый раз, при подъеме или опускании контейнера, на автоконтейнеровозе происходит активация бортовой системы, осуществляющей высокоточное вычисление текущей позиции контейнера, а также передачу информации о техническом состоянии автоконтейнеровоза. Высокая точность определения местоположения контейнера (50 – 70 см), в пределах всей территории контейнерного терминала порта, обеспечивается за счет ввода дифференциальных поправок в бортовой GPS приемник в реальном масштабе времени. Позиция, сгенерированная GPS приемником, передается в бортовой микроконтроллер, в котором также накапливается информация о техническом состоянии автоконтейнеровоза и формируется сообщение, передаваемое по радиоканалу на главный компьютер центра управления контейнерным терминалом. В главном компьютере производится обработка поступившего со-

общения, при этом реальное местоположение обрабатываемого контейнера отображается на электронной карте территории контейнерного терминала.

Структура системы, отображающая методологию работы комплекса, представлена на рис. 1.

Более чем в 99,5% позиция контейнера определяется достоверно, а позиции, которые являются сомнительными, идентифицируются и выделяются для повторной проверки.

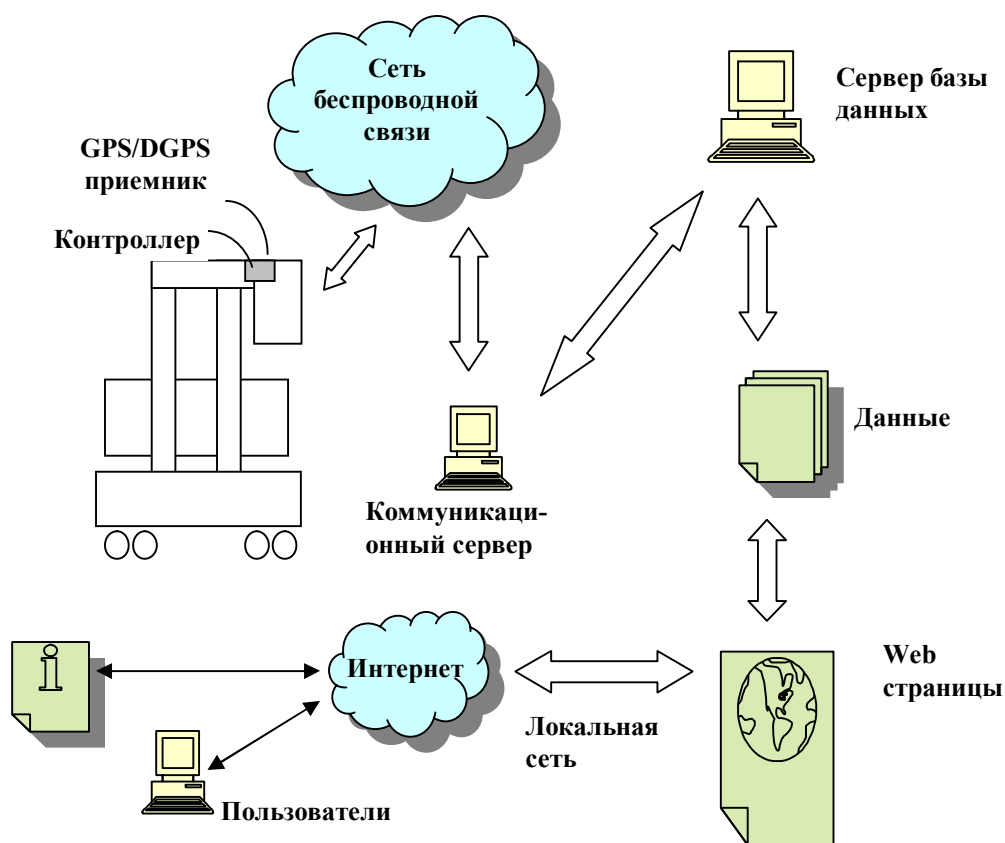


Рис. 1. Структура автоматизированной системы управления контейнерным терминалом морского порта на базе комплекса интегрированной системы управления

Натурные испытания элементов аппаратно-программного комплекса интегрированной системы управления (ИСУ) процессом переработки

контейнерных грузов, в условиях действующего контейнерного терминала, были проведены в Ильичевском морском торговом порту. Ниже представлены основные результаты этих натурных испытаний.

Основные выводы по результатам натурных испытаний:

1. Тестируемые элементы аппаратно-программного комплекса ИСУ (версия ПО 11.3) адекватно совместимы с датчиками, штатно установленными на автоконтейнеровозах.

2. Тестируемое оборудование, в представленной конфигурации, обеспечивает надежную цифровую передачу данных в реальном масштабе времени по каналу беспроводной связи (802.11) и в сети GSM/GPRS, с выводом информации на дисплей водителя и монитор ПК диспетчера контейнерного терминала;

3. Элементы аппаратно-программных средств интегрированной системы управления переработкой контейнерных грузов, в испытанных конфигурациях, позволяют создавать на их основе современные автоматизированные системы контроля и управления производственным процессом переработки контейнерных грузов в реальном масштабе времени.

4. Специализированные программные модули «АВИС» и «Граф Билдер» к ГИС «TraxFinder», позволяют формировать, накапливать в общей базе данных и отображать в заданном виде различные статистические данные о действиях водителя и техническом состоянии автоконтейнеровозов за выбранный период работы (рабочая смена, неделя, месяц, квартал и т.д.).

В настоящее время сотрудниками кафедры № 501 проводятся работы по внедрению комплекса в действующую систему управления переработкой контейнеров в морских портах Украины и построению на его основе отраслевой автоматизированной системы управления переработкой контейнерных грузов.

Поступила в редакцию 12.04.2005

УДК 528.2:629.78

Э.Н. Хомяков¹, В.Н. Медведев¹, Е.Э. Наумова²

¹*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

²*Харьковский институт экономики и бизнеса, Украина*

**СОВМЕСТНОЕ ОЦЕНИВАНИЕ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ
НЕПОДВИЖНОГО ПОТРЕБИТЕЛЯ
И ЗЕНИТНОЙ ТРОПОСФЕРНОЙ ЗАДЕРЖКИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИГНАЛОВ НАВИГАЦИОННЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ GPS**

Рассмотрена задача оценки расширенного вектора состояния неподвижного потребителя. Безионосферные комбинации псевдодальностей и псевдоскоростей используются как входные данные. Фильтр Калмана применяется для оценок трех координат, частотных и временных смещений, зенитной тропосферной задержки сигналов. Приведены результаты имитационного моделирования синтезированного алгоритма обработки данных.

**навигационные космические аппараты, расширенный вектор состояния
потребителя, зенитная тропосферная задержка сигналов, фильтр Калмана**

Введение

В типовой аппаратуре потребителей решается задача оценки вектора состояния, который обычно включает три координаты, три составляющие вектора скорости и частотно-временные расхождения. Для неподвижного потребителя размерность вектора состояния равна пяти, поскольку компоненты вектора скорости в гринвичской системе координат известны и равны нулю и их можно исключить из обработки.

С целью ослабления влияния медленноменяющихся атмосферных погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей, обусловленных тропосферной и ионосферной рефракцией, применяется дифференциальный режим функционирования спутниковой радионавигационной системы [1]. В одночастотных приемниках применяется также коррекция атмосферных погрешностей на основе их математических моделей [2]. В двухчастотных приемниках имеется возможность устранить эффект ионо-

сферной рефракции и обрабатывать так называемые безионосферные комбинации псевдодальностей и псевдоскоростей. При этом тропосферные погрешности остаются.

Представляет интерес задача оценки расширенного вектора состояния неподвижного потребителя с включением в состав этого вектора зенитной тропосферной задержки сигналов. Для анализа полных и среднеквадратических погрешностей оценок расширенного вектора состояния неподвижного потребителя необходимо разработать имитационную модель системы и соответствующий пакет прикладных программ.

1. Математическая постановка задачи и метод решения

Рассмотрим безионосферные комбинации кодовых псевдодальностей $\tilde{D}_{kj}$ и фазовых псевдоскоростей $\dot{\tilde{D}}_{kj}$ в качестве измеряемых функций

$$\tilde{D}_{kj} = D_{kj} + c \cdot \delta T_k - c \cdot \delta T_{sjk} + \delta D_{tr\,jk}; \quad (1)$$

$$\dot{\tilde{D}}_{kj} = \dot{D}_{kj} + c \cdot \frac{\delta f_k}{f_0} - c \cdot \frac{\delta f_{sjk}}{f_0} + \delta \dot{D}_{tr\,jk}, \quad (2)$$

где D_{kj} – геометрическая дальность относительно навигационного космического аппарата с номером j на момент времени t_k по шкале приемника; $\dot{\tilde{D}}_{kj}$ – радиальная скорость; $\delta T_k, \delta T_{sjk}$ – погрешности шкал времени приемника и навигационного космического аппарата соответственно; $\delta f_k, \delta f_{sjk}$ – погрешности частоты опорных генераторов приемника и навигационного космического аппарата соответственно; f_0 – номинальная частота опорных генераторов; $k = 1, 2, \dots, M$ – дискретное время.

Тропосферные погрешности определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} \delta D_{tr\,jk} &= m_{jk} \cdot \delta D_0; \\ \delta \dot{D}_{tr\,jk} &= \dot{m}_{jk} \cdot \delta D_0, \end{aligned} \quad (3)$$

где δD_0 – зенитная тропосферная задержка сигналов; m_{jk} – «проектирующая функция», зависящая главным образом от угла β_{jk} возвышения

навигационного космического аппарата над плоскостью местного горизонта,

$$\dot{m}_{jk} = \left. \frac{d}{dt} m_j(t) \right|_{t_k}. \quad (4)$$

Если $\beta_{jk} \geq 10^\circ$, то:

$$\begin{aligned} m_{jk} &= \frac{1}{\sin \beta_{jk}}; \\ \dot{m}_{jk} &= -\frac{\sin \dot{\beta}_{jk}}{\sin^2 \beta_{jk}}. \end{aligned} \quad (5)$$

При более низких углах возвышения навигационных космических аппаратов над горизонтом используют «проектирующую функцию» Марини-Дэвиса [3].

При наличии N навигационных космических аппаратов имеем вектор наблюдаемых функций

$$\vec{u}_k = \vec{R}_k(\vec{\lambda}_k, \vec{\lambda}_{sk}) + \vec{n}_k, \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} \vec{R}_k^T &= \{\tilde{D}_{k1}, \dot{\tilde{D}}_{k1}, \dots, \tilde{D}_{kN}, \dot{\tilde{D}}_{kN}\}; \\ \vec{\lambda}_k^T &= \{x, y, z, \delta T_k, \delta f_k, \delta D_0\}; \end{aligned}$$

$\vec{\lambda}_{sk}$ – блочный вектор состояния навигационных космических аппаратов;

$\vec{n}_k$ – вектор случайных погрешностей наблюдений с характеристиками

$$\left\langle \vec{n}_k \right\rangle = \vec{0}; \quad \left\langle \vec{n}_k \cdot \vec{n}_k^T \right\rangle = \underline{N}_k; \quad \left\langle \vec{n}_k \cdot \vec{n}_l^T \right\rangle = \underline{0} \quad \text{при } \ell \neq k. \quad (7)$$

Матрица $\underline{N}_k$ как правило диагональная. Для сравнительно коротких интервалов времени наблюдения погрешности $\vec{n}_k$ можно полагать стационарными.

Для оценки расширенного вектора состояния неподвижного потребителя можно использовать алгоритм фильтра Калмана.

Система стохастических разностных уравнений для расширенного вектора состояния имеет вид [4]:

$$\begin{cases} x_k = x_{k-1}; \\ y_k = y_{k-1}; \\ z_k = z_{k-1}; \\ \delta T_k = \delta T_{k-1} + \frac{1-\rho}{\alpha \cdot f_0} \cdot \delta f_{k-1} + \eta_{Tk}; \\ \delta f_k = \rho \cdot \delta f_{k-1} + \eta_{fk}; \\ \delta D_{0k} = \delta D_{0k-1}, \end{cases} \quad (8)$$

где α – ширина энергетического спектра частотных флуктуаций;

$$\begin{aligned} \rho &= \exp\{-\alpha \cdot \Delta t\}; \\ \Delta t &= t_k - t_{k-1}; \end{aligned} \quad (9)$$

вектор $\bar{\eta}_k^T = \{0, 0, 0, \eta_{Tk}, \eta_{fk}\}$ имеет нулевое математическое ожидание и характеризуется дисперсионно-ковариационной матрицей Θ_{η} размерностью (6*6), все элементы которой равны нулю за исключением элементов $\Theta_{44}, \Theta_{55}, \Theta_{45} = \Theta_{54}$, определяемых соотношениями [4]:

$$\Theta_{44} = \sigma_f^2 \frac{2 \cdot \alpha \cdot \Delta t + 4 \cdot \rho - \rho^2 - 3}{\alpha^2 \cdot f_0^2}; \quad (10)$$

$$\Theta_{45} = \Theta_{54} = \sigma_f^2 \frac{(1-\rho)^2}{\alpha \cdot f_0}; \quad (11)$$

$$\Theta_{55} = \sigma_f^2 \cdot (1-\rho^2); \quad (12)$$

σ_f^2 – дисперсия частотных флуктуаций. Для системы уравнений (8) начальное условие $\bar{\lambda}_0$ определяется по массиву $\bar{y}_0$ методом максимального правдоподобия с использованием итерационной процедуры.

Используемая здесь модель поведения шкалы времени и частоты аппаратуры потребителя достаточно хорошо соответствует реальным процессам на небольших отрезках времени наблюдения.

2. Краткая характеристика имитационной модели системы совместного оценивания вектора состояния неподвижного потребителя и зенитной тропосферной задержки сигналов

Имитационная модель системы включает следующие элементы:

- модуль расчета эфемерид навигационных космических аппаратов на заданный интервал времени наблюдения по альманаху параметров орбит;
- модуль расчета геометрических дальностей и скоростей;
- модуль расчета псевдодальностей и псевдоскоростей с использованием процедуры формирования частотно-временных расхождений с заданными параметрами $\alpha, \rho, \sigma_f^2, \Delta T_0, \Delta f_0$;
- модуль формирования случайных погрешностей с заданными характеристиками $\sigma_D, \sigma_{\dot{D}}$;
- модуль расчета тропосферных погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей;
- модуль фильтра Калмана;
- модуль расчета полных погрешностей оценок расширенного вектора состояния неподвижного потребителя.

Для расчета тропосферной погрешности измерения псевдодальностей использована экспоненциальная модель высотного профиля индекса тропосферной рефракции

$$\delta N(h) = \delta N_0 \cdot \exp\left\{-\frac{h}{h_T}\right\}, \quad (13)$$

где δN_0 – приземное значение индекса тропосферной рефракции;

h_T – эффективная высота тропосферы.

Величина δN_0 определяется выражением [1]

$$\delta N_0 = \frac{77,64}{T^\circ} p - \frac{12,96}{T^\circ} p_g + \frac{3,718 \cdot 10^5}{T^{\circ 2}} p_g^2, \quad (14)$$

причем T° – температура в градусах Кельвина; p, p_g – давление воздуха и водяного пара в миллибарах.

Модельное значение зенитной тропосферной задержки сигналов в метрах определяется выражением

$$\delta D_0 = 10^{-3} \int_0^{\infty} \delta N(h) \cdot dh = 10^{-3} \delta N_0 \cdot h_T . \quad (15)$$

Алгоритм фильтра Калмана реализует соотношение

$$\tilde{\lambda}_k = \tilde{\lambda}_k^* + \underline{H}_k \cdot \left\{ \bar{u}_k - \bar{R}_k \left(\tilde{\lambda}_k^*, \tilde{\lambda}_{sk} \right) \right\}, \quad (16)$$

где

$$\tilde{\lambda}_k^* = \underline{\Phi} \cdot \tilde{\lambda}_{k-1}, \quad k=1, 2, \dots, M; \quad \tilde{\lambda}_0 = \hat{\lambda}_0; \quad (17)$$

$$\underline{H}_k = \tilde{\Sigma}_k \cdot \underline{C}_k^T \cdot \underline{N}_k^{-1}; \quad \underline{C}_k = \left. \frac{\partial \bar{R}_k}{\partial \lambda_k} \right|_{\tilde{\lambda}_k^*}; \quad (18)$$

$$\tilde{\Sigma}_k = \left[\underline{\Sigma}_k^{*-1} + \underline{C}_k^T \cdot \underline{N}_k^{-1} \cdot \underline{C}_k \right]^{-1}; \quad (19)$$

$$\underline{\Sigma}_k^* = \underline{\Phi} \cdot \tilde{\Sigma}_{k-1} \cdot \underline{\Phi}^T + \underline{\Theta}_\eta; \quad \tilde{\Sigma}_0 = \left[\underline{C}_0^T \cdot \underline{N}_0^{-1} \cdot \underline{C}_0 \right]^{-1}. \quad (20)$$

Переходная матрица $\underline{\Phi}$ для системы уравнений (8) имеет размерность 6×6 , причем

$$\Phi_{11} = \Phi_{22} = \Phi_{33} = \Phi_{44} = \Phi_{66} = 1; \quad \Phi_{55} = \rho; \quad \Phi_{45} = \frac{1-\rho}{\alpha \cdot f_0}. \quad (21)$$

Все остальные элементы этой матрицы равны нулю.

3. Исходные данные и результаты моделирования

Для моделирования выбран сеанс 30.03.2005 с 08:00:00 до 08:05:00 UTC с дискретностью 1 сек. Навигационная обстановка в районе Харькова на 08:00:00 представлена на рис. 1.

Для расчета тропосферной погрешности использованы параметры:

$$t = 5^\circ \text{C}; \quad p = 101050 \text{ Па}; \quad HM = 58\%, \quad h_T = 7 \text{ км}.$$

В этих условиях имеем:

$$p_g = 506,1 \text{ Па}, \quad \delta N_0 = 306,3; \quad \delta D_0 = 2,144 \text{ м}.$$

При моделировании поведения шкалы времени и частоты генератора аппаратуры потребителя использованы параметры:

$$\alpha = 0,21; \sigma_f^2 = 0,37 \text{ Гц}^2;$$

$$\delta T_0 = 0,001 \text{ с}; \delta f_0 = 0,5 \text{ Гц}.$$

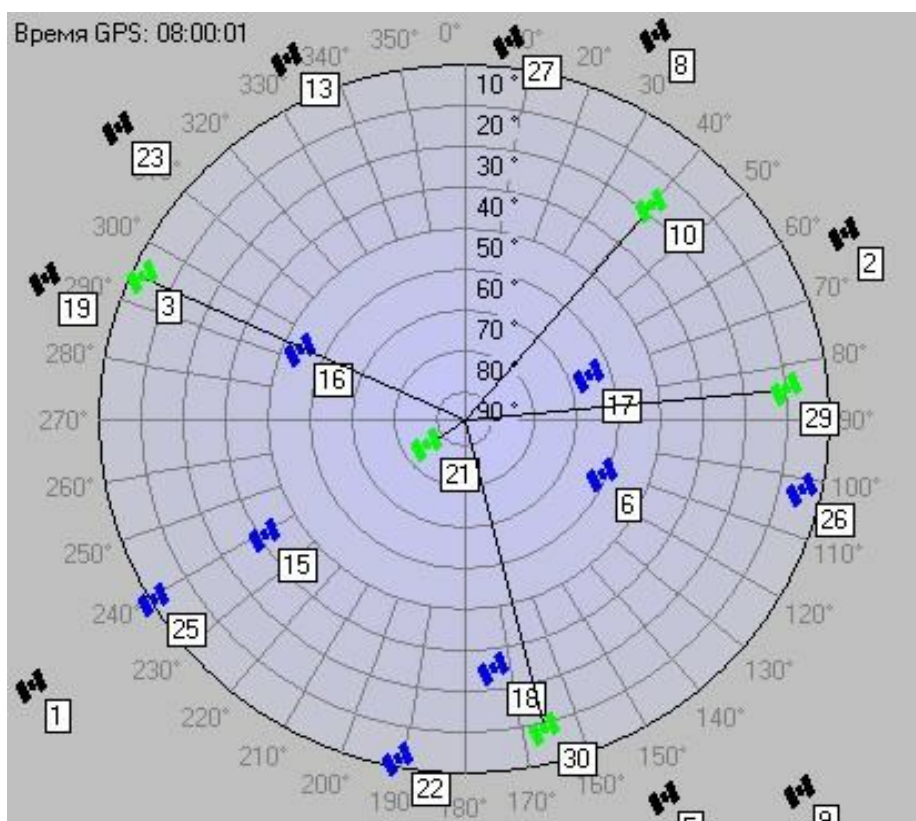


Рис. 1. Навигационная обстановка в сеансе связи

На момент времени $t_M = 08:05:00$ тропосферные погрешности измерения псевдодальностей оказались равными:

- 2,17 м для НКА № 21;
- 7,06 м для НКА № 10;
- 10,29 м для НКА № 29;
- 17,32 м для НКА № 30;
- 25,38 м для НКА № 3.

Полные и среднеквадратические погрешности оценок расширенного вектора состояния неподвижного потребителя на этот же момент времени были равны:

$$\begin{aligned}\Delta x &= -0,0028 \text{ м}; \sigma_x = 0,023 \text{ м}; \Delta y = -0,0083 \text{ м}; \sigma_y = 0,0535 \text{ м}; \\ \Delta z &= -0,0081 \text{ м}; \sigma_z = 0,0549 \text{ м}; \Delta \delta_{D_0} = 0,001 \text{ м}; \sigma_{D_0} = 0,063 \text{ м}; \\ \Delta \delta_T &= -0,09 \text{ нс}; \sigma_{\delta_T} = 0,28 \text{ нс}; \Delta \delta_f = -0,016 \text{ Гц}; \sigma_{\delta_f} = 0,0234 \text{ Гц}.\end{aligned}$$

Оценка эффективной высоты тропосферы равна 7,0033 км.

Полная погрешность данной оценки равна 3,3 м.

Среднеквадратическая погрешность оценки эффективной высоты тропосферы оказалась равной 20,7 м.

На рис. 2 – 4 приведены полные погрешности оценок координат X, Y, Z. На рис. 5 представлена зависимость от времени оценки зенитной тропосферной задержки в метрах.

Рис. 6 иллюстрирует зависимость от времени оценки эффективной высоты тропосферы в километрах, а на рис. 7 приведена полная погрешность оценки расхождения шкалы времени потребителя от системного времени.

Следует заметить, что попытка оценить расширенный вектор состояния неподвижного потребителя при работе по четырем навигационным космическим аппаратам оказалась неудачной. Оценки расходились. Хорошие результаты имели место при наличии пяти и более навигационных космических аппаратов в зоне видимости потребителя.

Заключение

Представленный алгоритм совместного оценивания вектора состояния неподвижного потребителя и зенитной тропосферной задержки сигналов навигационных КА GPS по наблюдениям псевдодальностей и псевдоскоростей расширяет возможности типовой аппаратуры потребителей, позволяя частично решать задачу оперативной диагностики тропосферной рефракции.

Разработанная имитационная модель позволяет изучить возможности синтезированного алгоритма в различных условиях обстановки, исследовать влияние различных факторов на точность результата обработки.

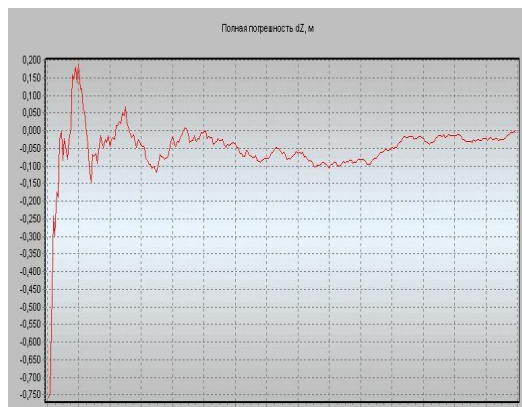
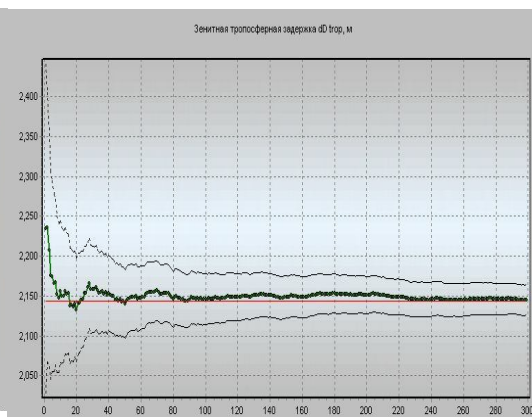
Рис. 2. Полная погрешность оценки X Рис. 3. Полная погрешность оценки Y Рис. 4. Полная погрешность оценки Z 

Рис. 5. Оценка зенитной тропосферной задержки

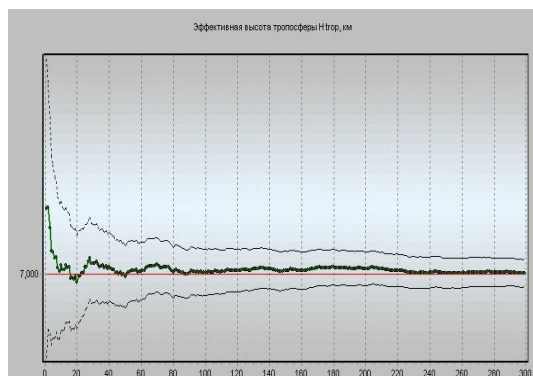


Рис. 6. Оценка эффективной высоты тропосферы времени потребления

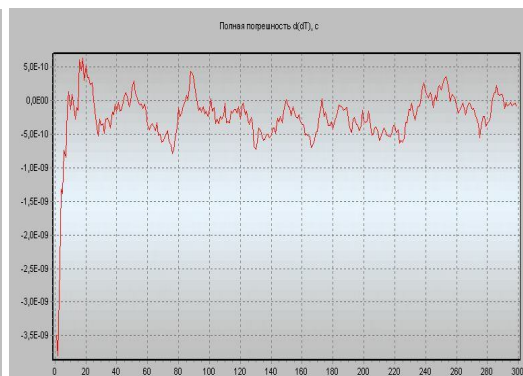


Рис. 7. Полная погрешность смещения шкалы

Судя по результатам моделирования полученная точность оценок координат, частотно-временных расхождений, зенитной тропосферной задержки приемлема для приложений, связанных с мониторингом окружающей среды, в том числе тропосферы. Для экспоненциальной модели высотного профиля показателя преломления в тропосфере при известном приземном значении индекса тропосферной рефракции оценка эффективной высоты тропосферы может оказаться полезной для определения состояния «средней» тропосферы в данный момент времени в данном регионе.

В настоящее время проводятся исследования предложенного алгоритма оценивания расширенного вектора состояния неподвижного потребителя с использованием экспериментальных двухчастотных кодовых измерений псевдодальностей без измерений псевдоскоростей. Предварительные результаты показывают принципиальную возможность оценки координат и зенитной тропосферной задержки сигналов при работе с избыточным количеством навигационных космических аппаратов. Фактически имеет место автокоррекция как тропосферной, так и ионосферной погрешностей измерения псевдодальностей.

Литература

1. Гофманн-Велленгоф Б., Ліхтенеггер Г., Коллінз Д. Глобальна система визначення місцеположення (GPS). Теорія і практика. – К: Наук. думка, 1995. – 332 с.
2. Прокопов А.В. Методы учета влияния земной атмосферы в космической геодезии и навигации / Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 7. – № 4. – С. 57 – 62.
3. Davis J.L., Herring T.A., Shapiro I.I., Rogers A.E.E., Elgered G.. Geodesy by radiointerferometry: Effect of atmospheric modeling errors on estimates of baseline length // Radio Science. – 1985. – Vol. 20, n. 6. – P. 1593 – 1607.
4. Хомяков Э.Н., Наумова Е.Э., Шаповалов С.Г., Трикоз Д.В. Спутниковые системы координатно-временного обеспечения неподвижных потребителей. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2000. – 109 с.

Поступила в редакцию 14.04.2005

УДК 519.682.1: 681.142.2

В.М. Илюшко, А.П. Собчак, К.В. Ходарев, Н.Д. Смирнов

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

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ АППАРАТНОГО КОМПИЛЯТОРА ЭЛЕМЕНТАРНЫХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ

В данной статье затрагиваются проблемы создания аппаратного компилятора. Описано само понятие компилятора, история его создания, структура, логические части. Представлено краткое описание элементной базы, среды разработки для реализации аппаратной модели компилятора.

компилятор, транслятор, конечный автомат, информационные таблицы, ПЛИС

Введение

В настоящее время в отечественной и зарубежной практике наиболее узким местом в развитии и использовании вычислительной техники является проблема компиляции, которая решается, как правило, посредством построения программных средств, что приводит к значительным затратам ресурсов и низкому быстродействию процесса компиляции. До настоящего времени аппаратные компиляторы не применялись. Основным тормозом их развития является теория формальных грамматик, в рамках которой они не могли быть созданы в силу ориентации грамматик на программную реализацию.

1. Формулирование проблемы

Компилятором называется системная программа, выполняющая преобразование программы, написанной на одном алгоритмическом языке, в программу на языке, близком к машинному, и в определенном смысле эквивалентную первой. В случае аппаратной реализации компилятором является узел, выполняющий преобразование исходных данных в целевую исполняемую программу, сохраняя при этом эквивалентность, т.е. струк-

тура, аналогичная программному компилятору. Создание аппаратного компилятора позволит повысить быстродействие в определенных приложениях, например, компиляция исходных данных однотипных задач позволит снизить массо-габаритные и стоимостные показатели конечного изделия. Решение данной проблемы приведет к коренному изменению облика ныне существующих технологических и алгоритмических средств проектирования систем, значительно повысит эффективность использования вычислительной техники, упростит процессы общения с ЭВМ.

1.1. История создания различных компиляторов

Компиляторы составляют существенную часть программного обеспечения ЭВМ. Это связано с тем, что языки высокого уровня стали основным средством разработки программ. Только очень незначительная часть программного обеспечения, требующая особой эффективности, программируется с помощью ассемблеров. В настоящее время распространено довольно много языков программирования. Наряду с традиционными языками, такими, как Фортран, широкое распространение получили так называемые "универсальные языки" (Паскаль, Си, Модула-2, Ада и другие), а также некоторые специализированные (например, язык обработки списочных структур Лисп). Кроме того, большое распространение получили языки, связанные с узкими предметными областями, такие, как входные языки пакетов прикладных программ. Для некоторых языков имеется довольно много реализаций. Например, реализаций Паскаля, Модулы-2 или Си для ЭВМ типа IBM/PC на рынке десятки.

С другой стороны, постоянно растущая потребность в новых компиляторах связана с бурным развитием архитектур ЭВМ. Это развитие идет по различным направлениям. Совершенствуются старые архитектуры, как в концептуальном отношении, так и по отдельным, конкретным линиям. Это можно проиллюстрировать на примере микропроцессора Intel-80X86. Последовательные версии этого микропроцессора 8086, 80186, 80286, 80386, 80486, 80586 отличаются не только техническими характеристиками, но и, что более важно, новыми возможностями и, значит, изменением (расширением) системы команд. Естественно, это требует новых компиля-

торов (или модификации старых). То же можно сказать о микропроцессорах Motorola 68010, 68020, 68030, 68040. В рамках традиционных последовательных машин возникает большое число различных направлений архитектур. Примерами могут служить архитектуры CISC, RISC. Такие ведущие фирмы как Intel, Motorola, Sun, DEC начинают переходить на выпуск машин с RISC-архитектурами. Естественно, для каждой новой системы команд требуется полный набор новых компиляторов с распространенных языков. Наконец, бурно развиваются различные параллельные архитектуры. Среди них отметим векторные, многопроцессорные, с широким командным словом (вариантом которых являются суперскалярные ЭВМ). Естественно, для каждой из машин создаются новые компиляторы для многих языков программирования. Здесь необходимо также отметить, что новые архитектуры требуют разработки совершенно новых подходов к созданию компиляторов, так что наряду с собственно разработкой компиляторов ведется и большая научная работа по созданию новых методов трансляции [1].

1.2. Фазовая структура компилятора

Концептуально компилятор работает пофазно, причем в процессе каждой фазы происходит преобразование исходной программы из одного представления в другое [2]. Типичное разбиение компилятора на фазы показано на рис. 1.

Одной из важных функций компилятора является запись используемых в исходной программе идентификаторов и сбор информации о различных атрибутах каждого идентификатора. Эти атрибуты представляют сведения об отведенной идентификатору памяти, его типе, области видимости (где в программе он может применяться). При использовании имен процедур атрибуты говорят о количестве и типе их аргументов, методе передачи каждого аргумента (например, о ссылке) и типе возвращаемого значения, если таковое имеется.

Таблица символов представляет собой структуру данных, содержащую записи о каждом идентификаторе с полями для его атрибутов. Данная

структура позволяет быстро найти информацию о любом идентификаторе и внести необходимые изменения.

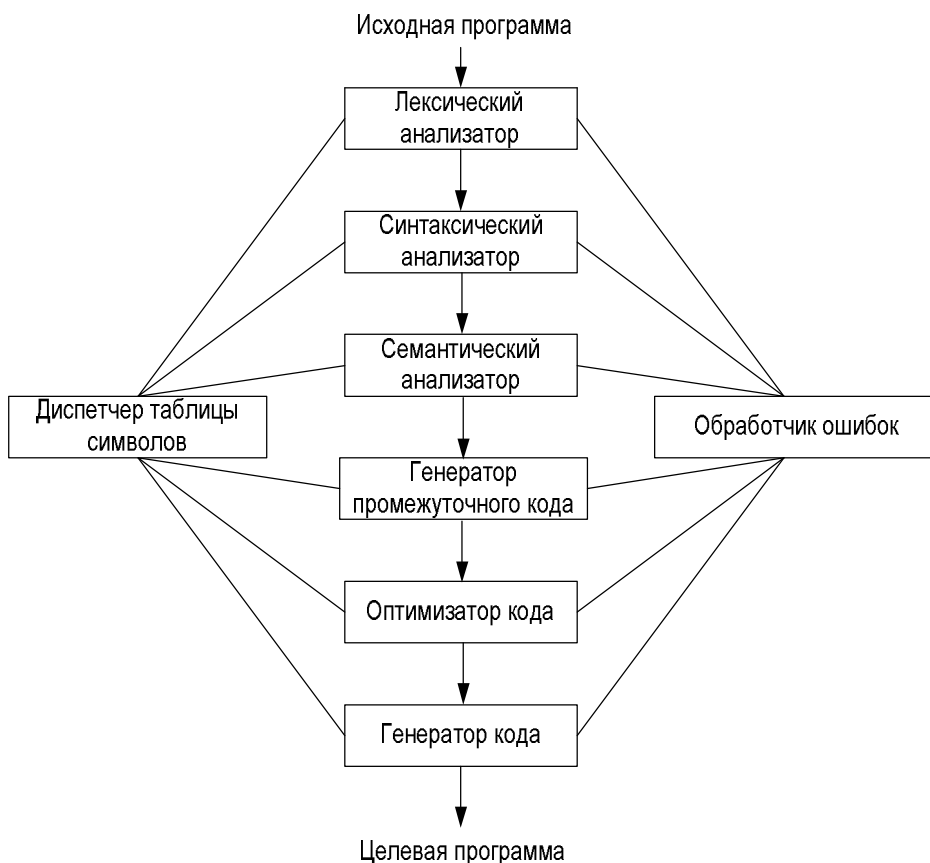


Рис. 1. Фазы компилятора

Конечно, те или иные фазы транслятора могут либо отсутствовать совсем, либо объединяться. В простейшем случае однопроходного транслятора нет явной фазы генерации промежуточного представления и оптимизации, остальные фазы объединены в одну, причем нет и явно построенного синтаксического дерева.

Это классическое разбиение компилятора на фазы. Так работает большинство современных компиляторов, реализующих те или иные языки программирования высокого уровня. Все, что способен выполнять компилятор, построенный по такой схеме – это преобразовать исходную про-

грамму в целевую для ее последующего исполнения конкретным процессором. Он подобен конечному автомату, имеющему конечное множество состояний Q , конечное множество допустимых входных символов T и функцию переходов, отображающую множество $Q \times T$ во множество подмножеств множества Q и определяющую поведение управляющего устройства [3].

Для увеличения количества корректно преобразуемых им лексем, в его структуру включаются информационные таблицы. При анализе программы из описаний, заголовков процедур, заголовков циклов и т.д. извлекается информация и сохраняется для последующего использования. Эта информация обнаруживается в отдельных точках программы и организуется так, чтобы к ней можно было обратиться из любой части компилятора.

В каждом компиляторе в той или иной форме используется таблица символов (иногда ее называют списком идентификаторов или таблицей имен). Это таблица идентификаторов, встречающихся в программе, вместе с их атрибутами. К атрибутам относятся: тип идентификатора, его адрес в объектной программе или любая другая информация о нем, которая может понадобиться при генерации объектной программы или при составлении и интерпретации внутреннего представления программы.

Информационные таблицы, по сути, представляют собой расширение понятия таблицы символов. В информационные таблицы компилятор может заносить не только информацию о встречающихся в программе идентификаторах, но и правила, сформированные им в ходе выполнения процесса компиляции с целью их последующей проверки и применения.

Конечно, для начала процесса обучения компилятору необходимо иметь в распоряжении некоторый набор начальных правил, на основании которых он затем может формировать новые. Создание этих правил, а также минимизация их количества является важнейшей (а также самой сложной) задачей при построении такого рода систем.

Текст результирующей программы должен быть доступен для анализа в каком-либо его блоке, например для анализа ошибок компиляции и добавления нового правила в информационные таблицы или изменения существующих (но не тех, на которых основывается его обучение).

1.3. Схема работы компилятора

Сначала исходная программа разлагается на составные части, затем из них строятся части эквивалентной объектной программы. Для этого на этапе анализа компилятор строит несколько таблиц, которые используются затем как при анализе, так и при синтезе. На рис. 2 весь процесс показан более подробно. Пунктирные стрелки изображают информационные потоки, тогда как сплошные стрелки указывают порядок работы программ.

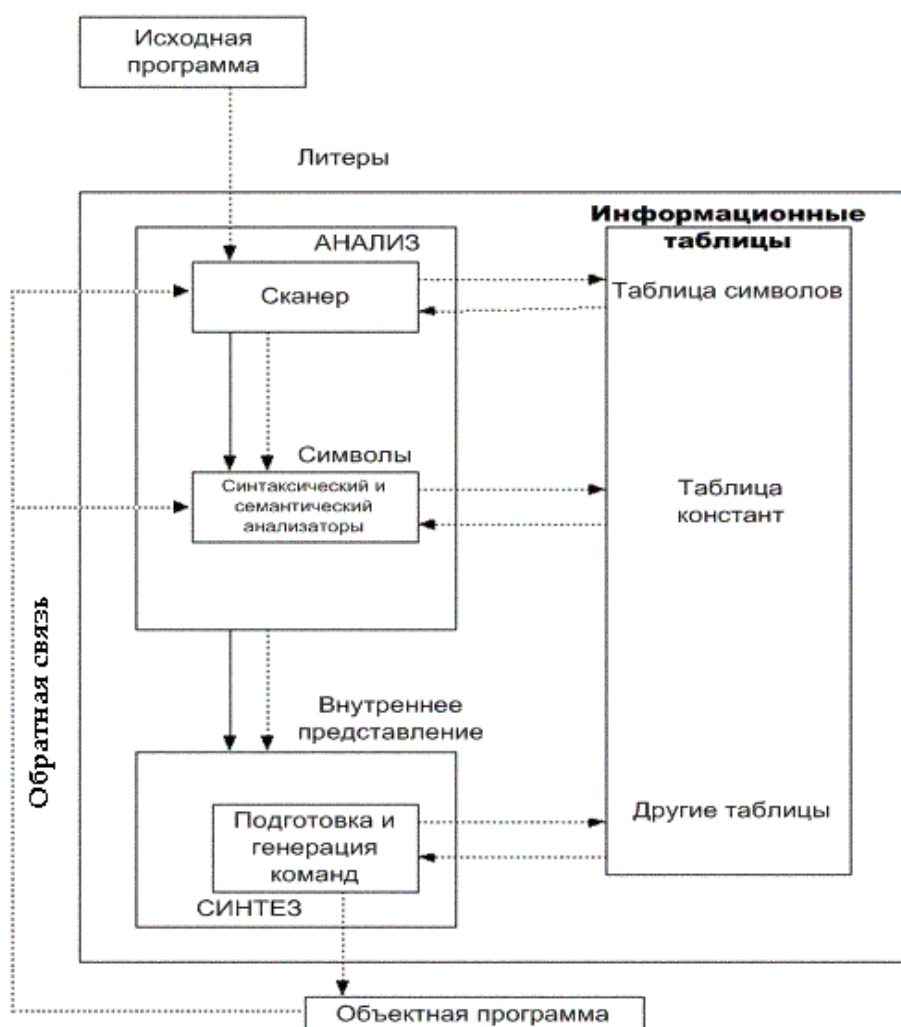


Рис. 2. Логические части компилятора

Сканер. Сканер – самая простая часть компилятора, также называемая лексическим анализатором. Сканер просматривает литеры исходной программы

Символы передаются затем на обработку синтаксическому анализатору. Сканеру можно поручить задачу удаления комментариев, простую макрогенерацию, занесение идентификаторов в таблицу символов и другую простую работу, которая не требует анализа исходной программы.

Синтаксический и семантический анализаторы. Анализаторы выполняют действительно сложную работу по расчленению исходной программы на составные части, формированию ее внутреннего представления и занесению информации в таблицу символов и другие таблицы. При этом также выполняется полный синтаксический и семантический контроль программы.

Обычный анализатор представляет собой синтаксически управляемую программу. В действительности стремятся отделить синтаксис от семантики настолько, насколько это возможно. Когда синтаксический анализатор узнает конструкцию исходного языка, он вызывает соответствующую семантическую процедуру или семантическую программу, которая контролирует данную конструкцию с точки зрения семантики и затем запоминает информацию о ней во внутреннем представлении программы и, если надо, в таблице символов.

Внутреннее представление исходной программы в значительной степени зависит от его дальнейшего использования. Это может быть дерево, содержащее синтаксис исходной программы. Часто используется еще одна форма — список тетрад (оператор, результат, операнд, операнд) в порядке их выполнения. Например, присваивание " $a = b + c \times d$ " будет представлено так:

$\times$, $T1$, c , d
 $+$, $T2$, b , $T1$
 $=$, a , $T2$,

где $T1$ и $T2$ – временные переменные, образованные соответствующими семантическими процедурами. Операндами в приведенном примере будут не сами символические имена, а указатели на те элементы в таблице символов, в которых описаны эти операнды.

Подготовка к генерации команд или интерпретации. Перед генерацией команд обычно необходимо некоторым образом обработать и изменить внутреннюю программу. Кроме того, должна быть выделена память под переменные готовой программы. Одним из важных моментов на этом этапе является оптимизация программы с целью уменьшения времени ее работы, оптимального использования памяти и регистров целевой машины.

Генерация команд или интерпретация. По существу, на этом этапе происходит перевод внутреннего представления исходной программы на машинный язык. Это, по-видимому, наиболее кропотливая часть работы при создании компилятора, хотя и наиболее понятная. Предположим, что внутреннее представление имеет вид тетрад, как это описано выше, и мы генерируем команды для каждой тетрады по порядку на языке ассемблера для процессора семейства Intelx86. Для приведенных выше тетрад можно сгенерировать следующие команды:

```
mov  AX, c ; загрузить содержимое C в регистр AX
mul  d ; результат умножения в паре DX:AX
add  AX, b ; прибавить к результату содержимое B
mov  a, AX ; запомнить результат в a.
```

Здесь имена *a*, *b*, *c*, *d* фактически являются адресами слов в памяти, содержащими фактические значения переменных *a*, *b*, *c*, *d*. В интерпретаторе эта часть компилятора заменяется программой, которая выполняет (или интерпретирует) внутреннее представление исходной программы.

На рис. 2 показаны логические связи между отдельными частями компилятора. Все четыре логически последовательных процесса: сканирование, анализ, подготовку к генерации и генерацию команд (или интерпретацию) можно организовать в реально работающем компиляторе разными способами в зависимости от количества проходов и возможностей языка, на котором написан сам компилятор.

2. Реализация компилятора

Физически компилятор может быть реализован в виде программы (программный компилятор), работающей под управлением какого-либо процессора, либо в виде отдельного электронного устройства, реализующего

все вышеописанные этапы компиляции. Современная элементная база позволяет реализовать все основные блоки на одной микросхеме, например, на программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС), в частности, фирмы Altera.

Для аппаратной реализации научных проектов применяются языки описания аппаратуры VHDL и AHDL.

Язык AHDL разработан фирмой Altera и предназначен для описания комбинационных и последовательностных логических устройств, групповых операций, цифровых автоматов (state machine) и таблиц истинности с учетом архитектурных особенностей программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) фирмы Altera. Он полностью интегрируется с системой автоматизированного проектирования ПЛИС MAX+PLUS II. Файлы описания аппаратуры, написанные на языке AHDL, имеют расширение *.TDF (Text design file), а файлы на языке VHDL имеют расширение *.VHD [4].

Примером аппаратного компилятора может служить модель компилятора элементарных математических функций. Структура компилятора в аппаратной реализации не имеет существенных различий от структуры программного компилятора. Различия появляются во внутренней структуре каждого из блоков в соответствии со спецификой языков AHDL и VHDL, а также принимая во внимание то, что мы имеем дело с реальными сигналами, а не с потоком битов.

Алгоритм действия лексического анализатора основан на сравнении эталонных значений со значениями компилируемой строки. Устройство содержит два вида памяти: ПЗУ и ОЗУ.

В ПЗУ заносятся эталонные значения, т.е. значения, из которых может состоять компилируемая строка. В ОЗУ формируется эта строка, которую можно изменять.

Синтаксический анализатор выполняет работу по расчленению исходной программы на составные части, формированию ее внутреннего представления и занесению информации в таблицу символов и другие таблицы. К примеру, для числовой последовательности его работа основана на том, что после числа в математической последовательности могут следовать либо знак, либо закрывающая скобка; после знака – открывающая

скобка либо число; после открывающей скобки – только число и после закрывающей скобки может следовать только знак действия.

Генератор целевого кода генерирует целевой код, который, как правило, является машинным кодом конкретного процессора либо семейства, используя для этого данные, предоставляемые ему генератором промежуточного кода [5, 6].

Заключение

В данной статье рассмотрены известные вопросы, касающиеся программных компиляторов, их структуры, истории, а также целесообразность и проблемы создания аппаратных компиляторов. Залогом их успешной реализации служат достижения в технологии проектирования БИС с высокой степенью интеграции.

Литература

1. Донован Дж. Системное программирование. – М.: Мир, 1975. – 540 с.
2. Альфред А., Равви С., Джеффри У. Компиляторы. Принципы, технологии, инструменты. – К., 2001. – 767 с.
3. Жихарев В.Я., Илюшко В.М., Чумаченко И.В. Проектирование электронных компиляторов. – Х.: Факт, 1999. – 86 с.
4. Соловьев В.В. Проектирование цифровых систем на основе ПЛИС // К.: Горячая линия – Телеком, 2001. – 265 с.
5. Шалыто А.А. Методы аппаратной и программной реализации алгоритмов. – С.-Пб.: Наука, 2000. – 749 с.
6. Собчак А.П., Марченко А.Н., Ходарев К.В. Реализация лексического анализатора на языке аппаратного описания. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 122 с.

Поступила в редакцию 6.04.2005

УДК 378.1:519.816:681.3

**В.С. Кривцов, Н.В. Нечипорук, А.С. Кулик, А.Г. Чухрай,
Е.В. Мирная, О.А. Пищулина, А.Ю. Завгородний**

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

ИНФОРМАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ОРГАНИЗАЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМ ВЫСШИМ УЧЕБНЫМ ЗАВЕДЕНИЕМ

Предложена информационная технология в области организационного управления техническими высшими учебными заведениями, включающая в себя методы, модели и средства эффективного сбора, накопления и анализа информации из административных и учебных подразделений вуза и способы их применения. Разработанная информационная технология реализована в рамках автоматизированной системы управления административной деятельностью Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского, а также при разработке обучающих программ, позволяющих повысить качество организационного управления учебным процессом.

**информационная технология, организационное управление, техническое
высшее учебное заведение**

Введение

Существенные изменения социально-экономических условий, происшедшие в нашей стране в последние десятилетия, поставили перед техническими вузами ряд новых проблем. Переход от бюджетного финансирования обучения студентов к смешанному, резкое сокращение объемов финансирования, выделяемых на содержание материально-технической базы, и, в то же время, непрерывный рост требований к объемам и качеству знаний и умений современного специалиста, вынуждают руководство каждого технического вуза искать пути существенного повышения эффективности деятельности вуза, позволяющие компенсировать влияние дестабилизирующих факторов на качество выпускников. Для технических вузов, готовящих специалистов с использованием лабораторных стендов, учебных макетов и экспериментальных установок, позволяющих получать качественные про-

фессиональные навыки и умения, особенно актуальным является поддержание и обновление материально-технической базы. И, поскольку, в полной мере эту проблему в современных условиях решить не представляется возможным, актуальным является разработка новых методов обучения, учитывающих недостаточное материально-техническое обеспечение.

Перспективным подходом к решению подобных проблем является внедрение информационных технологий в деятельность вуза. Следует отметить, что информационные технологии внедрялись в отечественных и зарубежных вузах еще в 70-х гг. прошлого столетия. Тем не менее, указанные выше факторы заставляют разработчиков пересматривать задачи, которые должны решать такие системы. Поэтому в настоящее время происходит интенсивный переход от систем учета к системам поддержки принятия решений, от автоматизированного тестирования знаний студента к интеллектуальным системам обучения и диагностирования умений.

1. Информационная технология организационного управления университетом «ХАИ»

В 1998 г. руководством университета «ХАИ» было принято решение о начале разработки информационной системы управления (ИСУ) административно-финансовой деятельностью (АФД) вуза силами собственных разработчиков. Анализ конкретных проблем, возникающих при управлении АФД, позволил выявить цели, достижение которых поможет повысить эффективность АФД в целом. К таким целям относятся: 1) повышение качества и оперативности принимаемых управленческих решений 2) обеспечение полного контроля АФД; 3) систематизация труда административно-управленческого персонала; 4) повышение качества работы, хранения и передачи данных; 5) экономия заработной платы за счет сокращения количества рутинных операций и, следовательно, сокращения численности административно-управленческого персонала (АУП). Для достижения поставленных целей ИСУ АФД должна решать следующие задачи: 1) интеграция распределённых и неоднородных данных подразделений АФД вуза в единое информационное пространство; 2) формирование и обновление информации, используемой в процессах

принятия решения, в удобном для руководителя виде; 3) диалоговая поддержка выбора и оценки управленческих решений, принимаемых руководителями АФД; 4) информационное и математическое обеспечение оценки текущего и прогнозируемого состояния процессов АФД; 5) обеспечение работников АФД инструментами, как можно более полно охватывающими выполнение их должностных обязанностей; 6) повышение актуальности и достоверности данных.

Уже через год коллективом разработчиков под руководством профессора А.С. Кулика была внедрена первая версия системы. Следует отметить, что дальнейшее развитие системы не прекращается и по сегодняшний день. Кроме того, когда коллектив приступил к созданию интеллектуальных обучающих систем, удалось выявить некоторую общность методов и средств обработки информации, используемых при управлении АФД и процессами обучения студентов, которая позволяет говорить о возможности создания единой информационной технологии организационного управления техническим высшим учебным заведением.

2. Разработка и внедрение информационной системы управления административно-финансовой деятельности университета «ХАИ»

Одной из центральных проблем разработки ИСУ является выбор базовой концепции. В настоящее время существуют две базовые концепции разработки ИСУ предприятия, кардинально различающиеся способом рассмотрения объекта автоматизации. Если первая из них рассматривает предприятие с точки зрения его функций, то вторая – ориентирована на бизнес-процессы предприятия [1]. Не углубляясь в рамках данной статьи в проблемы выбора одной из концепций, отметим, что, несмотря на все достоинства концепции автоматизации бизнес-процессов, выбор такой концепции применительно к вузу сопряжен с большими трудностями внедрения, связанными с необходимостью изменения организационной структуры вуза и повышенным риском принятия неадекватных решений. Рациональным для таких сложных иерархических систем как технический вуз является выбор синтетической концепции – матричного подхода, объединяющего достоинства двух базовых подходов [2].

Помимо решения концептуальных проблем при проектировании разработчики также должны учитывать специфику вуза, связанную с ограниченным финансированием и историей автоматизации. Так, например, в университете «ХАИ» до внедрения первой версии ИСУ АФД существовал ряд программных продуктов, замена которых была признана нецелесообразной, и поэтому возникла необходимость интеграции существующего программного обеспечения в единое информационное пространство. И, наконец, одной из составляющих успешного внедрения и функционирования ИСУ АФД вуза, наделенной информационными и аналитическими функциями, является выработка решений, направленных на повышение качества вводимых и обрабатываемых данных. Как правило, ее необходимость обусловлена двумя факторами, а именно: относительно высокой интенсивностью ошибок, допускаемых человеком (в среднем $10^{-3} \dots 10^{-2}$ ошибок/символ) и поддержкой множества представленных различным образом и часто противоречащих друг другу источников данных.

2.1. Архитектура ИСУ АФД «ХАИ»

Для достижения целей и решения задач, перечисленных выше, были приняты следующие принципы структурирования системы.

На уровне физической структуры. Принята концепция трехуровневой модели «клиент-сервер», что позволяет уменьшить трафик в сети, улучшить масштабируемость приложений, упростить поддержку и администрирование сети. Кроме того, разделение логики хранения и обработки данных, бизнес-логики, и логики представления позволяет быстро реагировать на изменение соотношения вычислительных мощностей узлов в сети и гибко распределять нагрузки на вычислительные узлы системы.

На уровне логической структуры. В логической структуре ИСУ АФД «ХАИ» принято разделение на операционные подсистемы и подсистему поддержки принятия решений, что позволяет все данные из различных источников привести к единому виду, ускорить работу персонала, внедрить средства обеспечения качества данных на этапах, предшествующих принятию решений.

Как было отмечено ранее, в университете «ХАИ» к моменту создания ИСУ накопился определенный опыт автоматизации АФД. В частности,

уже в течение 10 лет автономно функционируют программы по расчету зарплаты. Эксплуатация этих программ в течение длительного срока доказала корректность разработанных алгоритмов, показала возможности относительно простой модификации в случае изменения законодательства. Перечисленные выше факторы подтверждают нецелесообразность разработки нового ПО. Вместе с тем данные таких «унаследованных» систем необходимо использовать при анализе деятельности в целом. Поэтому операционные подсистемы АФД «ХАИ» были разделены на «унаследованные» и вновь создаваемые. К вновь создаваемым подсистемам предъявляются специфические требования, поэтому для них разработана новая включающая в себя проблемно-независимое ядро системы.

Решение о продолжении эксплуатации «унаследованных» систем потребовало решения вопроса интеграции данных таких систем в единое информационное пространство. Среди возможных альтернатив интеграции неоднородных и распределенных данных была выбрана технология хранилищ данных. Хранилище данных представляет собой логически интегрированный источник данных для приложений систем поддержки принятия решений и информационных систем руководителя. Критериями выбора служили: практическая реализуемость архитектуры БД; уровень интеграции распределенных данных и возможность применения подходящих моделей управления информацией для различных компонентов ИСУ; следование стандартам открытых систем; возможность устранения противоречивости данных; быстрота доступа к данным; опыт разработчиков.

2.2. Информационное обеспечение ИСУ АФД «ХАИ»

Анализ деятельности университета привел к декомпозиции ИСУ АФД «ХАИ» на следующие информационные (проблемно-ориентированные) подсистемы: «Кадры», «Зарплата», «Банк», «Дебиторы-кредиторы», «Касса», «Материально-технические средства», «Планирование», «Автотранспорт». В то же время в соответствии с принципами автоматизации «узких» мест, поэтапной разработки и внедрения сложных систем, а также степенью приоритетности задач управления АФД была установлена очередность проблемно-ориентированных подсистем, требующих скорейшего их внедрения в деятельность университета.

На сегодняшний день среди перечисленных выше подсистем реализованы и внедрены следующие подсистемы: «Кадры», «Банк», «Дебиторы-кредиторы», «Касса», «Зарплата».

Рассмотрим подробнее каждую из них.

Подсистема «Кадры» предназначена для автоматизации деятельности университета по управлению персоналом и реализует следующие бизнес-процессы:

- 1) прием нового сотрудника;
- 2) перевод сотрудника на другую должность;
- 3) увольнение сотрудника;
- 4) изменение условий трудового договора;
- 5) прием внутренних совместителей;
- 6) прием внешних совместителей;
- 7) учет командировок;
- 8) учет отпусков и больничных листов;
- 9) исключение сотрудника.

Подсистема «Банк» осуществляет учет поступающих и расходующихся денежных средств по различным счетам.

Подсистема «Дебиторы-кредиторы» позволяет производить учет взаимоотношений со всеми контрагентами университета.

Подсистема «Касса» предназначена для решения задач, связанных с учетом наличных средств, проходящих через кассу. С участием подсистемы проходят такие бизнес-процессы, как выплата заработной платы сотрудникам, выплата стипендий студентам, аспирантам, докторантам, занесение средств на депонент и т.д.

Кроме того в состав информационного обеспечения ИСУ АФД ХАИ следует включить «унаследованную» **подсистему «Зарплата»**, использующуюся для расчета заработной платы сотрудников и стипендий студентов.

Внедрение описанных подсистем позволило систематизировать труд АУП, сократить время выполнения большинства бизнес-операций, наполнять предметно-ориентированные базы данных достоверной информацией, а также контролировать и оценивать результаты работы АУП.

2.3. Интеграция и очистка данных ИСУ АФД «ХАИ»

Центральным положением разработанного подхода к повышению качества данных в ИСУ стали принципы последовательного снятия неопределенности о состоянии данных, формирования диагноза по косвенным признакам наличия ошибочных данных из заданного множества и выявления ошибочных и восстановления качественных данных на основе определения эталонных значений, сформулированные на основе успешно применяющихся при решении практических задач принципов диагностирования и восстановления работоспособности технических систем.

Разработанная на основе такого подхода [3], подсистема предоставляет ряд функций позволяющих последовательно решать проблемы качества данных. Среди них: 1) формирование последовательности этапов интеграции и очистки; 2) обнаружение «похожих» реквизитов в справочных таблицах ИСУ АФД «ХАИ» [4]; 3) обнаружение и кластеризация «похожих» кортежей в таблицах ИСУ АФД «ХАИ»; 4) обнаружение ошибок в избыточных данных [1]; 5) исправление ошибочных данных.

Использование подсистемы в процессе интеграции неоднородных и распределенных данных автоматизированной системы управления административно-финансовой деятельностью университета «ХАИ» позволило повысить представленных различным образом и часто противоречащих друг другу данных подсистем «Бухгалтерский учет» и «Учет кадров».

2.4. Аналитические подсистемы ИСУ АФД «ХАИ»

Среди требований, выдвинутых к аналитическим подсистемам ИСУ АФД университета «ХАИ», одним из ключевых является учет индивидуального стиля работы руководителя. Поэтому более эффективной будет та система, которая поддерживает хотя бы один или несколько этапов принятия решений, но при этом обеспечивает комфортную работу и поддерживает доверие со стороны лица, принимающего решения (ЛПР). В соответствии со сказанным выше при проектировании и разработке подсистем аналитической поддержки принятия управленческих решений необходимо решить ряд вопросов:

- 1) обеспечение комфортности работы руководителя;

2) выбор наиболее актуальных аспектов принятия решений, требующих автоматизации.

В результате анализа информационных и аналитических потребностей руководителей АФД университета [5] были выявлены основные направления, требующие не только отчетно-справочной, но и аналитической информации для принятия решений, основные среди них: 1) анализ качественных и количественных показателей управления кадровым составом, а также внешними и внутренними финансовыми потоками [6]; 2) принятие решений по управлению внебюджетными финансовыми потоками факультетов [7]; 3) планирование мероприятий по поддержанию и развитию материально-технической базы вуза (МТБ) [8].

Подсистема оперативного анализа данных ИСУ АФД «ХАИ». Входными данными для подсистемы являются информация, накопленная описанными ранее проблемно-ориентированными подсистемами, а также ограничения, выбранные пользователем. Выходными данными являются либо детализированные, либо агрегированные данные, полученные на основании сформированного аналитического запроса (рис. 1.).

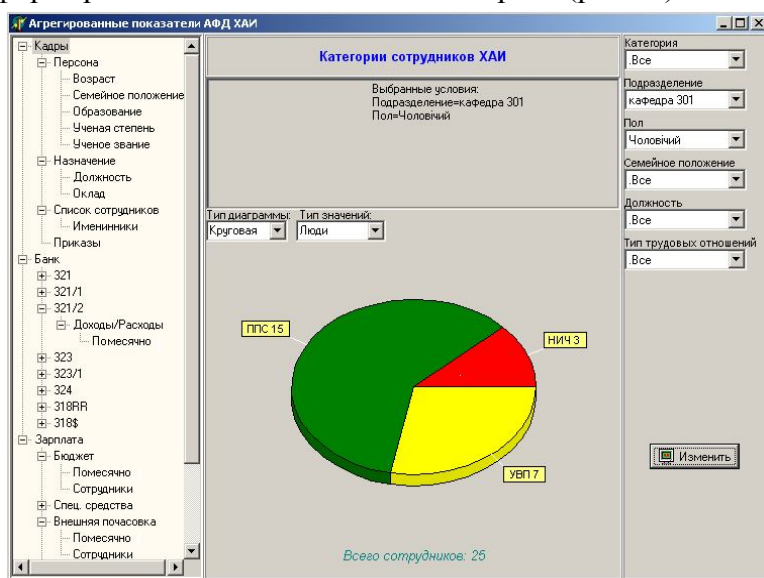


Рис. 1. Внешний вид подсистемы оперативного анализа данных

Анализ результатов внедрения подсистемы позволяет сказать о том, что она позволила руководителям высшего и среднего звеньев, имея гибкие механизмы манипулирования данными и визуального отображения, со-

поставлять различные показатели между собой, выявлять скрытые взаимосвязи между ними и оперативно вырабатывать взвешенные и обоснованные решения по управлению АФД вуза.

Подсистема «Управление внебюджетными средствами» представляет собой компьютерную реализацию моделей поддержки принятия решений [7, 9, 10], и позволяет в диалоговом режиме выполнять следующие функции: 1) ввод и корректировка исходных данных для моделирования расхода факультетов; 2) вычисления и визуализация численных результатов моделирования поступления и расходования внебюджетных денежных средств; 3) прогнозирование и анализ возможных вариантов динамики поступлений денежных средств на факультеты; 4) моделирование характера изменения затрат при различных входных воздействиях.

Исходными данными для подсистемы являются суммы фактического прихода денежных средств на факультет, спрос денежной наличности на факультете, а также данные бухгалтерии о ежемесячном поступлении денежных средств в университет за предыдущие года (рис. 2).

Применение данных моделей в управлении финансовой деятельностью университета позволяет определить возможные варианты ведения финансовой политики и целенаправленно влиять на процесс расходования денежных средств, избегая неэффективных вариантов управленческих решений.

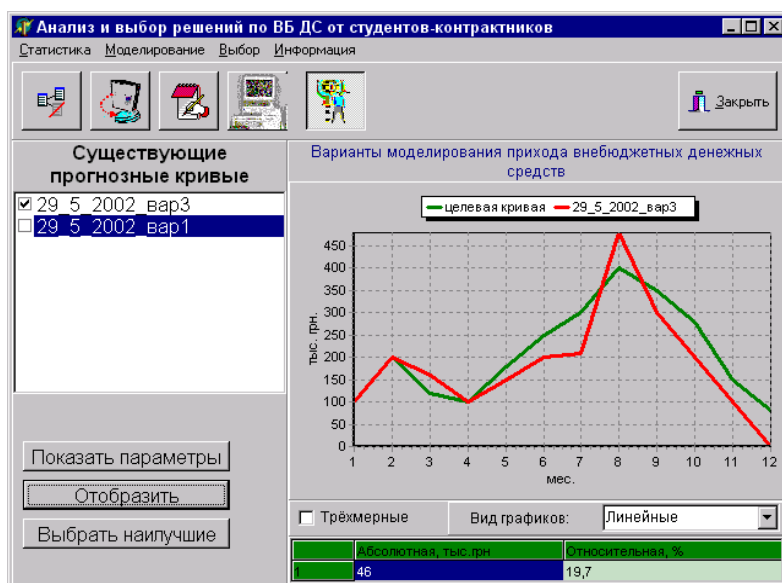


Рис. 2. Моделирование прогнозируемого дохода внебюджетных средств

При разработке подсистемы поддержки принятия решений при управлении МТБ вуза (рис. 3) была формализована постановка задачи и процессы принятия решений [11]. В результате сформированы имитационные и математические модели анализа, генерирования альтернатив, оценки и выбора наиболее эффективных планов.

Исходными данными имитационной модели анализа ситуации в сфере ремонтных работ объектов МТБ является множество необходимых ремонтных работ, сформированное на основании заявок от подразделений и дефектных актов, а результатом – три кривые планируемого расхода, эффективность которых можно считать максимальной, с оценками интегральной и точечной погрешности относительно планируемого прихода. На основании этой информации ЛПР может сделать вывод о приемлемости такого плана или необходимости отложить некоторые работы на более поздний срок. Множество, полученное при помощи имитационной модели генерирования альтернативных проектов ремонтных работ, в достаточной степени покрывает множество всевозможных планов, которые могут быть дополнены вариантами, полученными в результате корректировок, внесенных ЛПР. Дальнейший выбор наиболее приемлемого варианта плана осуществляется при помощи применения метода многокритериального выбора ELECTRE к сформированному множеству.

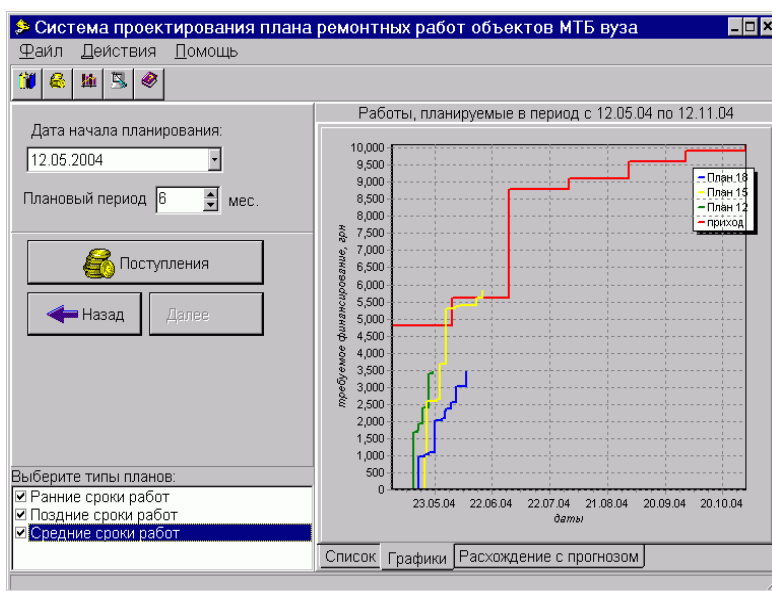


Рис. 3. Планирование ремонтных работ по кафедре

Разработанная на основании упомянутых выше моделей и методов подсистема позволяет руководителям кафедры, факультета или университета в целом принимать эффективные решения относительно распределения временных, денежных и трудовых ресурсов на выполнение ремонтных работ.

3. Разработка и внедрение интеллектуальных обучающих систем

Информационная технология организационного управления технического вуза должна включать в себя интеллектуальные обучающие системы (ИОС), позволяющие повысить качество обучения студентов в условиях недостаточного материального технического обеспечения, а также сокращения аудиторной нагрузки преподавателей.

На кафедре Систем управления летательных аппаратов университета «ХАИ» разработаны три интеллектуальных обучающих системы по предмету «Теория автоматического управления». Все три системы нацелены на получение студентами умений решать конкретные практические задачи. Поэтому все три были названы системами поддержки получения умений (СППУ).

Первая – система поддержки получения умений построения переходной характеристики системы автоматического управления (САУ), вторая обучает построению частотных характеристик САУ, третья – нахождению корней характеристического уравнения методом Лобачевского-Греффе-Данделена.

В каждой системе решаемая задача представляется как последовательность этапов. Первый этап – теоретический материал, необходимый для решения данной задачи. После выполнения каждого этапа, начиная со второго, система проверяет введенные студентом данные и, в случае неправильного ответа, выполняет функции диагностирования с целью выявления фрагмента знаний который необходимо предоставить для восполнения знаний обучаемого.

Целью системы является получить установившийся режим обучения – приближение умений студента к умениям, закладываемым в модель задачи.

Для обеспечения интеллектуальной обратной связи, позволяющей не только сравнить полученный студентом ответ с эталонным, но и указать на конкретные пробелы в умениях, на базе сигнально-параметрического подхода к диагностированию технических систем предполагается реализовать модели и алгоритмы диагностирования умений.

Заключение

Целесообразность применения предложенных технических и научных решений в других вузах Украины подтверждается положительным опытом эксплуатации описанной технологии в Национальном техническом университете «ХАИ». Анализ и обобщение результатов применения ИСУ АФД в практической деятельности показал, что оперативность принимаемых решений в охваченных автоматизацией сферах деятельности повысилась в 2 – 3 раза по сравнению с решениями, принимаемых на основании опыта и интуиции руководителей. Организация единого информационного пространства позволила обеспечить руководителей комплексными средствами контроля АФД. Полнота охвата системой основных этапов процессов принятия управленческих решений АУП составляет 70%. Внедрение подсистемы интеграции и очистки данных позволило повысить достоверность данных подсистемы «Бухгалтерский учет» на 38%, достоверность данных подсистемы «Учет кадров» на 8%, а доступность данных этих подсистем повысилась на 6 и 11% соответственно. За счет сокращения количества рутинных операций, выполняемых персоналом, повысилась скорость реакции на управляющие воздействия со стороны руководства вуза. Использование в учебном процессе обучающих систем, включающих методы и средства, разработанные для ИСУ АФД, позволило повысить средний уровень умений студентов решать задачи построения переходной характеристики САУ, частотных характеристик САУ, нахождения корней характеристического уравнения методом Лобачевского-Греффе-Данделена.

Данная работа проводится при поддержке гранта Президента Украины (договор №Ф8/348-2004).

Литература

1. Информационно-аналитическое обеспечение управления административно-финансовой деятельностью вуза / В.С. Кривцов, А.С. Кулик, Н.В. Нечипорук и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – 265 с.
2. Информационно-аналитические модели управления техническими высшими учебными заведениями / А.Н. Гуржий, В.С. Кривцов, А.С. Кулик, Е.В. Мирная, Н.В. Нечипорук, А.Г. Чухрай. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 387 с.
3. Чухрай А.Г. Методы и средства повышения качества данных в автоматизированных системах организационного управления: Дис. ... канд. техн. наук: 05.13.06. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 173 с.
4. Кулик А.С., Чухрай А.Г. Метод обнаружения «похожих» наименований номенклатуры в неоднородных справочниках технико-экономической информации вуза // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Вып. 17. – С. 147 – 152
5. Кулик А.С., Чухрай А.Г., Мирная Е.В. Применение новых информационных технологий при управлении административно-финансовой деятельностью вуза // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – Х.: ХАІ – 2003. – Вип. 2 (37). – С. 128 – 133.
6. Нечипорук Н.В. Система поддержки принятия управленческих решений в административно-хозяйственной деятельности вуза: Дис. ...канд. техн. наук: 05.13.06. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т, 2000. – 146 с.
7. Пищукина О.А. Информационная поддержка управления поступлением внебюджетных средств вуза: Дис. ...канд. техн. наук: 05.13.06. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т, 2002. – 144 с.
8. Мирная Е.В. Модели и инструментальные средства автоматизированного организационного управления материально-технической базой вуза: Дис. ...канд. техн. наук: 05.13.06. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т, 2005. – 185 с.
9. Кулик А.С., Нечипорук Н.В., Пищукина О.А. Имитационная динамическая модель в управлении финансовой деятельностью вуза // *Вісн. Харк. держ. політехн. ун-ту*. – Х.: ХДПУ. – 1998. – Вип. 72. – С. 33 – 38.
10. Кулик А.С., Пищукина О.А., Яровая(Мирная) Е.В. Прогнозирование внебюджетного дохода вуза // *Вісн. Харк. ун-ту*. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2000. – № 456. – С. 217 – 220.
11. Яровая (Мирная) Е.В. Моделирование процессов управления материально-технической базой вуза // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып.25. – С. 255 – 260.

Поступила в редакцию 21.03.2005

УДК 519. 854

В.Д. Кожухов

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського “ХАІ”

КАФЕДРА “ЕКОНОМІКО-МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ”

Наведені напрямки наукової роботи кафедри 605 “Економіко-математичне моделювання”.

наукова робота, економіко-математичне моделювання

Вступ

На кафедрі 605 “Економіко-математичне моделювання” наукова робота ведеться за декількома напрямками, які об’єднані однією ідеєю – утворенням математичних моделей у різних областях досліджень.

У роботах доцента *Воляк О.О.* [1 – 8] розглянуті методи моделювання і прогнозування якісних характеристик деталей і інструмента, що ріже, у залежності від технологічних параметрів та фізико-механічних характеристик деталей і інструмента, що ріже, до зміцнення, геометричних параметрів розміщення деталей і ріжучого інструмента в установці, умов експлуатації, режимів різання і на цій основі вибору виду зміцнення чи покриття.

На основі дослідження концепцій створення автоматизованої інтегрованої системи технологічного супроводу упрочнюючих технологій, вивчення коефіцієнтів впливу типу покриття і виду зміцнення на якісні характеристики технологічних параметрів, геометричних параметрів розміщення інструмента, що ріже, фізико-механічних характеристик деталей до обробки, умов експлуатації і режимів різання для різних типів зміцнення і покриття, а також за допомогою методики оцінки ефективності використання покриття чи комбінованого зміцнення для підвищення експлуатаційних властивостей деталей і різальних інструментів, показана можливість вибору найбільш ефективного виду зміцнення чи покриття, що забезпечує комплекс найбільш важливих споживчих властивостей деталей і інструмента, що ріже.

Створення теоретичних основ прогнозування якісних характеристик деталей і інструмента, що ріже, після плазменно-іонної, іонно-променевої, світлопроменевої і комбінованої обробки є важливою задачею для практичного застосування покриттів і зміцнених шарів. Застосування комбінованого зміцнення і покриттів дає можливість більш ніж на два порядки знизити застосування високолегованих сталей у машинобудуванні, що є актуальною проблемою. Роботи проводилися за програмою Державного комітету освіти СРСР, програмою № 625 “Плазменно-іонні технології”, за програмами ГКНТ України з фундаментальних досліджень, Міністерства Науки, Міністерства освіти і Міністерства освіти і науки України.

У рамках даної тематики розроблені методологія й отримані результати дослідження температурних полів плоских деталей, що нагріваються скануючим електронним чи лазерним променем у вакуумі.

Запропонована модель дозволяє розрахувати поля температур і температурних напруг, з огляду на умови роботи інструмента, що ріже, можна вибрати критерії зносу, що дозволяє одержати швидкість зносу в умовах пластичного і пружного контакту, а також абразивного зносу. Задавши критичні значення зносу по передній і задній поверхні, можна визначити з урахуванням розрахованої швидкості зносу теоретичну стійкість інструмента, що ріже, по зносу. З урахуванням сил різання, що діють на різальний інструмент і отриманих раніше розподілів температурних напруг, можна визначити суперпозиційну картину діючих напруг, за якою, з урахуванням реальних перетинів інструмента, оцінювати імовірність відколу і зародження усталосної тріщини. Зіставлення результатів розрахунків і експериментів по стійкості інструмента, що ріже, з багатошаровим покриттям показало їхній добрий збіг, що свідчить про достатню точність моделі і можливості її практичного застосування.

Результати роботи надруковані в 34 наукових статтях та 19 доповідях на міжнародних конференціях дальнього та ближнього зарубіжжя. З них 5 доповідей і публікацій на міжнародній конференції в Китаї (September 18-22, 2000, Xi'an, China), Франції (France, Tours, June 30-July 5, 2002), США (September 19-19, 2003, San-Antonio, Texas, USA).

У роботах доцента *Філіпковської Л.О.* [9 – 11] вивчаються питання підвищення ефективності управління виробничими процесами за допомогою

розробки оптимальних моделей та технологій класифікаційної обробки даних на основі структурно-аналітичного методу розпізнавання образів. Однією з вирішених задач є моделювання процесів листового штампування вибухом.

Виготовлення листових деталей штампуванням вибухом відноситься до числа складних процесів і характеризується зв'язком з навколишнім середовищем, великою кількістю виконуваних функцій і багаторівневою, специфічною структурою.

При розробці техпроцесів листового штампування вибухом використовуються основні закономірності синтезу технологічних рішень і принципи побудови системи. При цьому виділяються три етапи: вибір принципової схеми штампування, маршрутної технології та операційної технології.

Важливою проблемою при керуванні зазначеним виробничим процесом є вибір і розробка математичної моделі, що забезпечує настроювання на специфіку технології штампування вибухом за рахунок використання апіорної інформації про неї і про середовище, а також за рахунок додаткової інформації, що надходить вже в процесі роботи системи.

Для прийняття ефективних управлінських рішень на кожному етапі листового штампування вибухом на підставі фізичних закономірностей, довідкових даних, промислового експерименту, досвіду і логіки технолога формується система посилок і тверджень у виді класифікаційних схем. Методологічною основою побудови таких схем є формування математичних структурно-аналітичних моделей розпізнавання образів, що дозволяють за результатами спробних випробувань і з урахуванням досвіду технологів створювати правила класифікації (ПК) з використанням індикаторних функцій-предикатів. Для цих цілей передбачений блок накопичення досвіду технолога, що аналізує параметри технології штампування вибухом і готує ПК, реалізуючи інформаційну технологію аналізу й обробки даних, а також побудови ПК.

Прийняття управлінського рішення здійснюється шляхом вибору ПК із найкращою оцінкою якості. Підвищення ефективності керування листового штампувального виробництва забезпечується за рахунок зменшення помилки класифікації, одержання надійних правил класифікації, скорочення часу на підготовку виробництва в 15 – 20 разів, підвищення якості

деталі (достатній рівень деформації та витончення) і штампового оснащення, а також зниження матеріальних витрат на штампувальне виробництво і вартості листових деталей.

За темою наукової роботи опубліковано 24 наукові праці, матеріали досліджень обговорювались на п'яти міжнародних конференціях.

У роботах к.т.н. *Лістрової О.С.* [12 – 15] розглядаються питання оптимізаційного моделювання та інформаційних технологій у масштабі реального часу для цілочисельних задач з булевими змінними.

Розроблені математичні та прикладні інформаційні технології, які дозволяють забезпечити оперативне планування в складних системах, підвищити точність рішення задач динамічного управління в складських АСУ торгових центрів (супермаркетів). Розроблені методи й алгоритми є подальшим розвитком теорії дослідження операцій і теорії розкладів.

Метою роботи є підвищення оперативності управління сучасними торговими центрами на основі рангового підходу, створених методів та моделей рішення задач диспетчерування автоматизованих складів супермаркетів із застосуванням сучасних інформаційних технологій.

На базі обчислювальних мереж, процес управління якими вимагає рішення цілого комплексу задач динамічного управління потоками інформації в мережі в масштабі реального часу. Аналіз загальних характеристик математичних моделей задач, розв'язуваних у процесі управління в автоматизованих системами управління (АСУ) складами супермаркетів, і показників ефективності функціонування АСУ реального часу та стан питання автоматизації структур супермаркетів показав, що існуюче спеціальне математичне забезпечення для реалізації динамічного оптимального планування в АСУ супермаркетів базується, в основному, на методах дискретної оптимізації, що реалізують алгоритми, засновані на ідеях методу гілок і границь, або на евристиках.

Застосування алгоритмів на основі ідей методу гілок і границь різко знижує оперативність рішення задач оптимального планування через їх експонентну тимчасову складність, а використання евристик знижує ефективність завантаження складів, що в цих випадках не може перевищувати 40 %.

Розробки к.т.н. Лістрової О.С. значно підвищують ефективність роботи складів супермаркетів, так як розроблене програмне забезпечення діє в масштабі реального часу і не використовує евристичних підходів.

Результати робіт надруковані в 10 наукових статтях та тезисах доповідей до наукової конференції.

Старші викладачі *Клименко Т.А.* [24], *Манжос Ю.С.* [16 – 27], *Петрик В.Л* [22 –23] розробляють математичні моделі оцінки якості програмного забезпечення інформаційно-управляючих систем.

Все більша частина функцій керованих об'єктів реалізується програмно, що позначається на складності програмного забезпечення, обсяг якого вже півсторіччя збільшується в десять разів кожні десять років і досягає десятків мільйонів рядків.

Експлуатація таких складних систем зв'язана з можливими аваріями і катастрофами внаслідок недоліку функціональної безпеки програмних засобів, що у 25 – 30% були причинами відмовлень. Головна причина дефіциту функціональної безпеки – дефіцит ресурсів. Сьогодні, через швидке моральне старіння, не має сенсу розробляти програмне забезпечення більш 2 – 5 років. У той же час трудомісткість його створення може скласти сотні і тисячі людино-років. Ось чому розроблювачі обмежуються мінімально достатньою функціональною безпекою, а реальні програмні засоби містять до декількох програмних дефектів на тисячу рядків коду.

Важливу роль у забезпеченні функціональної безпеки грає сертифікація програмного забезпечення. Основною метою сертифікації програмного забезпечення і систем якості, що забезпечують їхній життєвий цикл і безпеку, є контроль і посвідчення досягнутого рівня якості технологій і продукції, гарантування їх високих споживчих властивостей.

Забезпечення якісних характеристик програмного забезпечення неможливо без урахування досвіду розробки програмного забезпечення попередніх десятиліть. Такий досвід сконцентрований у стандартах програмної інженерії. Облік вимог стандартів обмежений можливостями експерта, а існуюча система оцінки програмного забезпечення суб'єктивна. Нерідко вимоги різних стандартів є несумісними.

Оцінка відповідності програмного забезпечення вимогам стандартів – лише одна із задач сертифікації, друга, не менш важлива задача, – оцінка

кількості залишкових програмних дефектів, яка виконується методами, які відрізняються від методів, застосовуваних розроблювачами. Процес оцінки кількості залишкових дефектів при сертифікації зветься незалежною верифікацією.

В основу методів незалежної верифікації були покладені інваріанти, що зберігають своє значення при будь-яких комбінаціях вхідних впливів і протягом усього часу експлуатації програмних засобів. Так, програмними інваріантами були обрані: фізична розмірність (семантика), інтервал і точність припустимих значень програмних перемінних. Коректність програмних засобів оцінюється не по збігу чисельних значень у деяких контрольних точках, а по збереженню програмних інваріантів у всьому коді. При цьому код інтерпретується в просторі, базисом якого є семантика, інтервал і точність. В основі інтерпретації лежать розроблені алгебри, аксіоматика яких визначає відображення семантик, інтервалів і точностей програмних даних при операторних відображеннях. Застосування якісних і кількісних програмних інваріантів забезпечує широкий спектр виявлених програмних дефектів.

Розроблено семантичні, інтервальні і точнісні моделі програмних засобів і програмних дефектів. Запропоновано декілька методів реалізації незалежної верифікації.

Розроблено інструментальну систему підтримки оцінки якості програмного забезпечення інформаційно-управляючої системи АЕС, що забезпечує: вхідний контроль технічної документації, у тому числі і перевірку вхідних кодів на відповідність стандартам; інструментування програмного засобу – автоматичне створення версії програмного засобу, що забезпечує контроль атрибутів програмного забезпечення в процесі рекурсивної інтерпретації семантичної моделі об'єкта експертизи (СМОЕ); рекурсивну інтерпретацію – статичний аналіз, що представляє собою обхід усіх напрямків СМОЕ, не потребуючого його виконання на штатній платформі; калібрування методом посіву програмних дефектів у СМОЕ; оцінку зниження ризику програмного забезпечення; верифікацію процесу статичного аналізу з можливістю повторення кожного з етапів.

Інструментальна система реалізує підтримку диверсних методів верифікації, заснованих на розроблених алгебраїчних методах контролю сема-

нтинних, інтервальних і точносних програмних інваріантів. Необхідна вірогідність досягається завдяки використанню калібрування на основі поєднання програмних дефектів.

Динамічний аналіз пов'язаний з аналізом програмних інваріантів як у процесі верифікації програмного забезпечення, так і при штатній експлуатації, без порушення функціональності програмного забезпечення. Динамічний аналіз дозволяє паралельно з функціонуванням виконувати самоконтроль програмного забезпечення, виявляючи цілий клас програмних дефектів з імовірністю, обумовленою складом динамічної операційної суміші, що змінюється в залежності від вхідних впливів, і статичними семантичним, інтервальним і точнісним спектрами. До числа класів програмних дефектів, що виявляються статичним аналізом, додаються також порушення адресних операцій, операцій з вказівками і передач керування.

Реалізація динамічного аналізу вимагає використання просторів високої розмірності, що означає введення значної інформаційної надмірності. Використання штатної операційної системи накладає обмеження на припустимий адресний простір, що породжує ряд проблем. Так, розмірність семантичного простору, побудованого в базисі СИ – дев'ять, а для інформаційно-управляючих систем, керуючих процесами АЕС, хімічними виробництвами, що вирішують економічні задачі, розмірність семантичного простору може досягати кількох сотень. Один зі шляхів зниження ресурсоемкості методу – оптимальна кластеризація алгоритмів, що полягає в розбивці загального семантичного простору на безліч підпросторів, у середині яких буде виконуватися верифікація. Реалізація даної задачі є складною оптимізаційною проблемою для сучасних програмних засобів, що оперують десятками тисяч параметрів і використовують тисячі програмних модулів, що використовуються. Найбільш ефективне рішення методами генетичного програмування. Подальше зниження ресурсоемкості забезпечується використанням методів теорії кодування і мінімально надлишкових кодів.

Розроблені методи оцінки якості і контролю коректності, засновані на програмних інваріантах, що володіють високою ефективністю і здатністю, використані при сертифікації програмного засобу, можуть знайти застосу-

вання у всім життєвім циклі програмного забезпечення — від постановки вимог до супроводу програмного засобу.

За темою наукової роботи опубліковано більш ніж 25 наукових праць та методичних посібників, матеріали досліджень обговорювались на п'яти міжнародних симпозиумах «Вимірювання, важливі для безпеки у реакторах» (Москва, Росія) та використовуються для експертизи програмного забезпечення у харківській філії Сертифікаційного центру АСУ, Держцентра якості, Державного комітету ядерного регулювання України.

Література

1. Кожухов В.Д., Воляк Е.А. Системный подход к решению задач расчета физико-механических полей в машиностроении на базе использования компьютерной технологии // Новые технологии в машиностроении: Тр. Четвертой Междунар. конфер. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1995. – С. 82.

2. Воляк Е.А. Компьютерное моделирование и технология формообразования трубчатых заготовок // Новые технологии в машиностроении: Тр. Четвертой Междунар. конфер. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1995. – С. 108.

3. Костюк Г.И., Воляк Е.А., Козиненко О.В., Трушин А.Г. Методика расчета ресурса технологического торцевого холлового ускорителя плазмы // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1999. – Вып.11. – С. 215 – 231.

4. Kostyuk G.I., Voliak E.A. The distribution of temperature pattern and of stress field on metallic details under the effect of electrons, ions and plasmas fluxes with different intensity and energy. Proceedings IX International Conf. «New Leading technologies in machine building» Charkov-Rybachie, 2000. – P. 3.

5. Kostyuk G.I., Voliak E. The model of interaction of charged particle and plasma fluxes with metallic part surface under the combined processing taking into account collision, thermo-physical, thermo-elastic, diffusive, and thermo-chemical processes. Proceeding nineteenth International Symposium on Discharges and Electrical Insulation in Vacuum. Sept. 18-22. – 2000 Xi'an, China. – P. 617 – 620.

6. Kostyuk G.I., Voliak E.A. Design features of parts and hith – Perforormance cutting tool with fnulty layer plasma – Ion coatings. Proceedings XXth International Symposium on Discharges and Electrical Insulation in Vacuum. France, Tours, June 30 – July 5. – 2002. – P. 139 – 142.

7. Костюк Г.И., Воляк Е.А., Широкий Ю.В. Модель теплофизических и тепломеханических процессов при действии лазерного облучения на конструкционные материалы деталей АТ // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – 2002. – Вип. 31. – С. 280 – 291.

8. Kostyuk G.I., Voliak E.A.. Model of Charged Particle and Plasma Beam Interaction With Structural Materials. VIIth Workshop on Plasma-Based Ion Implantation (PBII2003); Proceeding XIIth International Conference on Surface Modification of Materials by Ion Beams (SMMIB) September 19, 2003. – San-Antonio, Texas, USA. – P. 317.

9. Филипковская Л.А. Структурно-аналитическая модель распознавания образов в управлении производственными процессами // Вестник Национального технического университета «Харьковский политехнический институт»: Тематический выпуск: Технологии в машиностроении. – Х.: НТУ «ХПИ». – 2001. – № 6. – С. 279 – 283.

10. Зорик В.Я., Филипковская Л.А., Третьяк В.В. Информационная технология классификационной обработки данных в проектировании технологических процессов листовой штамповки взрывом // Удосконалення процесів та обладнання обробки тиском у металургії і машинобудуванні. – Краматорск: НКМЗ. – 2001. – С. 286 – 289.

11. Филипковская Л.А., Шостак И.В. Интеллектуальная интегрированная система автоматизированной обработки производственных ситуаций структурно-аналитическим методом распознавания образов // Автоматизированные системы управления и приборы автоматики. – Х., 2001. – Вып.115. – С. 65 – 69.

12. Листровая Е.С. Итерационный подход к решению m-мерной задачи 0,1-рюкзак на основе рангового подхода // Системи обробки інформації. – Вип. 3(13). – Х.: ХВУ, 2001. – С. 52 – 55.

13. Кожухов В.Д., Листровая Е.С., Вешкин Д.М. Определение выполнимости расписаний при управлении сложными системами // Вісті академії інженерних наук. – 1998. – С. 103 – 107.

14. Кожухов В.Д., Лістрова О.С. Методи рішення задачі про найменший поділ на основі рангового підходу // Вісті академії інженерних наук. – 1999. – № 4. – С. 117 – 123.

15. Листровая Е.С. Автоматизация складских хозяйств супермаркетов // Материалы выступлений (тезисы докладов) участников 15-й Международной школы-семинара «Перспективные системы управления на железнодорожном, промышленном и городском транспорте». – Дополнение к том. 4, 5. – Алушта: Крым. – 2002. – С. 3.

16. Манжос Ю.С. Методи підвищення якості програмного забезпечення // 2-га Міжнародна міждисциплінарна науково-практична конференція “Сучасні проблеми гуманізації та гармонізації управління”. Матеріали конференції. – Х. – 2001. – С. 134.

17. Манжос Ю.С. Типізація даних в системах критичного застосування // Системи обробки інформації. — Х.: ХВУ. – 2002. – Вип. 3 (19). – С. 54 – 57.

18. Харченко В.С., Шостак И.В., Манжос Ю.С. Принципы построения интеллектуальной системы сертификации программного обеспечения // Системи обробки інформації. — Х.: ХВУ. — 2002. — Вип. 4 (20). — С. 3 – 7.

19. Харченко В.С., Шостак И.В., Ю.С. Манжос Интеллектуальная система поддержки сертификации ПО систем критического применения // Авиационно-космическая техника и технология. —Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». — 2002. — Вып. 31. — С. 122 – 125.

20. Манжос Ю.С. Принципы семантического контроля программного обеспечения // Авиационно-космическая техника и технология. — Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». — 2002. — Вып. 32. — С. 307 – 315.

21. Манжос Ю.С. Семантический контроль ПО систем критического применения // Авиационно-космическая техника и технология. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». — 2002. — Вып. 34. — С. 207 – 212.

22. Харченко В.С., Манжос Ю.С., Петрик В.Л. Статистический анализ программного обеспечения системы управления космическим аппаратом и оценка проверяющей способности семантического контроля. // Технология приборостроения. — 2002. — Вып. 2. — С. 32 – 43.

23. Манжос Ю.С., Петрик В.Л. Семантические пространства систем с интенсивным использованием программного обеспечения // Міжн. НТК “Інтегровані комп’ютерні технології у машинобудуванні”. ІКТМ’2003. Тез. доп. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т „ХАІ”. — 2003. — С. 277.

24. Кліменко Т.А., Манжос Ю.С. Динамическая экспертная система оценки ПО // Міжнар. НТК “Інтегровані комп’ютерні технології у машинобудуванні”. ІКТМ’2003. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т „ХАІ”. — 2003. — С. 276.

25. Конорев Б.М., Манжос Ю.С. Семантический метод независимой верификации программного обеспечения информационно-управляющих систем важных для безопасности АЭС // Конференция по ядерной безопасности. — М. — Ноябрь 2003. — С. 54.

26. Конорев Б.М., Харченко В.С., Чертков Г.Н., Манжос Ю.С. Семантический метод независимой верификации ПО информационно-управляющих систем важных для безопасности АЭС. // Международный симпозиум «Измерения важные для безопасности в реакторах». Третье собрание 25-27 ноября 2003 г., Москва, Россия.

27. Конорев Б.М., Харченко В.С., Чертков Г.Н., Манжос Ю.С. Оценка качества, надежности и безопасности программного обеспечения информационно-управляющих систем АЭС: методики и средства. // Международный симпозиум «Измерения важные для безопасности в реакторах». Третье собрание 25-27 ноября 2003., Москва, Россия.

Надійшла до редакції 6.04.2005

УДК 519.6

А.Ю. Соколов, М.Л. Угрюмов, Ю.К. Чернышов

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ, МОДЕЛИ И ТЕХНОЛОГИИ ИССЛЕДОВАНИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

Проанализированы существующие подходы, математические модели и вычислительные методы, а также программные и технические средства, которые могут быть использованы для решения в трехмерной постановке задач оптимизации (синтеза) и принятия решений на этапе концептуального проектирования элементов авиационных сложных технических систем (СТС).

сложная техническая система, концептуальное проектирование

Научное развитие кафедры прикладной математики тесно связано с именами выдающихся математиков-прикладников Украины, и прежде всего – с **Владимиром Логвиновичем Рвачевым**. Становление В.Л. Рвачева как ученого совпало с периодом бурного развития в стране кибернетики и вычислительной техники. Будучи уже признанным специалистом в области механики, он существенно расширил круг своих интересов, рассматривая краевые задачи механики с общей позиции теории информатики. Его внимание привлекла проблема учета геометрической информации, характерная для широкого класса задач оптимизации и математической физики, решаемых с помощью ЭВМ. Математическая теория R-функций (функции Рвачева) возникла на стыке классических методов прикладной математики, современных методов кибернетики и математической логики. Одним из основных результатов этой теории является решение обратной задачи аналитической геометрии, суть которой состоит в том, что для заданного геометрического объекта требуется написать его уравнение. Исторически эта проблема восходит ещё к Декарту. В.Л. Рвачёву удалось решить эту проблему таким образом, что стало воз-

возможным строить уравнение любых сложных геометрических объектов в виде единого аналитического выражения, представляющего собой элементарную функцию. Фундаментальной работой по теории R-функций является его монография "Теория R-функций и некоторые её приложения".

В.Л. Рвачёв как ученый отличается умением видеть широту сфер приложения результатов своих фундаментальных исследований: на базе теорий R-функций выполнен ряд разработок, внедренных в народное хозяйство. Появились самостоятельные научные направления, развиваемые учениками и последователями В.Л. Рвачёва, среди которых – член-корреспондент АН УССР Ю.Г. Стоян, профессора и доктора наук В.С. Проценко, Б.Н. Борисенко, И.В. Гончарюк, И.Б. Сироджа и др.

Академик НАН Украины В.Л. Рвачёв является автором более 400 научных работ и 17 монографий. Его научная и педагогическая деятельность отмечена высокими наградами и именными премиями (им. А.Н. Динника, Государственной премией УССР в области науки и техники, ему присваивается звание Заслуженного деятеля науки Украины, Соросовского профессора). Научная школа В.Л. Рвачёва насчитывает 60 кандидатов, 18 докторов наук, 2 члена-корреспондента НАН Украины.

Кафедру прикладной математики ХАИ в разные годы возглавляли Б.Н. Борисенко, И.В. Гончарюк, И.Б. Сироджа, В.Д. Кожухов. Под руководством Б.Н. Борисенко, первого заведующего кафедрой (1968 г.), проводилась большая работа по становлению новых курсов. Им создан и разработан метод системного моделирования сложных технических систем (СТС). Применение разработанных Б.Н. Борисенко специальных математических методов и высокий уровень автоматизации моделирования дает возможность улучшить качество моделирования и расширить круг задач по оптимизации проектируемых СТС.

Во время работы в ХАИ, при поддержке коллектива руководимой им кафедры, у И.В. Гончарюка созрело много новых научных идей. Им были созданы новые GL функции: непрерывные функции с логическими свойствами. Их использование позволило по-новому рассмотреть такие операции, как дифференцирование и интегрирование.

И.Б. Сироджа – представитель научных школ СССР 60 – 80-х годов в направлении математического моделирования и синтеза компьютерных систем искусственного интеллекта, ученик академика Национальной Академии Наук Украины В.Л. Рвачёва В.Л. и академика Российской Академии Наук Ю.И. Журавлёва. В 1980 г. основал и руководит собственной научной школой «Теория, методология инженерии знаний для создания интеллектуальных систем принятия решений и управления», в которой непосредственными его учениками являются 6 докторов наук и 26 кандидатов наук.

С 1 июня 1998, когда кафедра прикладной математики была переименована в кафедру информатики; ее возглавил профессор, д.т.н. А.Ю. Соколов, сам являющийся воспитанником кафедры прикладной математики и продолжателем идей научной школы В.Л. Рвачёва.

Далее кратко представлены современные научные направления над которыми работает коллектив кафедры информатики.

Разработка интеллектуальных систем управления

Значительный прогресс в области математических методов, появление новых математических моделей, широкое внедрение компьютерных технологий позволило существенно расширить классы исследуемых систем управления. Одним из революционных этапов можно назвать вовлечение в теорию управления исследования моделей и методов искусственного интеллекта (ИИ) и инженерии знаний. Это позволило расширить также классы исследуемых объектов – от традиционных технических систем до описания социальных, экономических, медицинских и других процессов, в контуре которых присутствует человек – лицо, принимающее решение.

Одним из наиболее распространенных моделей исследования динамических процессов социо-экономических системах являются разностные уравнения либо системы таких уравнений. С помощью подобных структур моделируются и исследуются бизнес-циклы – временные последовательности, определяющие различные характеристики динамической экономической модели.

Бизнес-циклы исследуются в терминах отображений, связывающих, например, прибыль и ее темпы в текущем и будущем состояниях исследуемого бизнеса. Зачастую разностные модели, отражающие эти взаимосвязи, удобно представить нечеткими рекуррентными продукционными моделями с использованием лингвистических переменных [1]. Особый интерес представляет исследование устойчивости временных последовательностей, генерируемых с помощью подобных моделей. Предметом анализа рекуррентных моделей является определение характера поведения временного ряда, который может быть сходящимся, периодическим, либо иметь хаотический характер. Наличие хаотического характера в динамической модели не позволяет использовать ее в долгосрочном прогнозе и делает такую модель пригодной лишь для короткопериодического исследования бизнеса. Поэтому важной задачей является определение в экономической динамической модели хаотических свойств. Особенно актуальной данная задача становится при исследовании мультиагентных систем, в условиях ограничений на ресурсы, а зачастую при возникновении противоречий в целях управления.

Поскольку для продукционных рекуррентных наборов правил, в отличие от аналитических разностных уравнений, в настоящее время не существует алгоритмов анализа, на кафедре информатики проводятся исследования рекуррентных продукционных моделей с помощью определений хаоса по Ли-Йорке и Клоедена [2, 3]. Сформулированы основные свойства продукционных моделей, обладающих хаотической динамикой, показаны значения параметров консеквентов и функций принадлежности нечетких множеств, при которых возможно продуцирование хаотических последовательностей.

Предложенные результаты позволят исследователю с помощью разработанной методологии исследования определять характер динамических рекуррентных нечетких систем.

Работа опирается на следующие определения хаоса.

Теорема 1. (Ли и Йорке). *Если функция $f : I \rightarrow I$ является непрерывной на компакте I , и существует такая точка $a \in I$, для которой выпол-*

няется $f^3(a) \leq a < f(a) < f^2(a)$ (либо $f^3(a) \geq a > f(a) > f^2(a)$), тогда f имеет цикл длиной три и является хаотическим отображением.

Следующая теорема определяет достаточные условия существования хаоса в банаховом пространстве.

Теорема 2. (Клоеден). Пусть $f: I \rightarrow I$ – непрерывное отображение банахового пространства I в себя и пусть существуют непустые компактные подмножества A и B из I , а также целые числа $n_1, n_2 \geq 1$ такие, что

- (i) A гомеоморфно выпуклому подмножеству из I ,
- (ii) $A \subseteq f(A)$,
- (iii) f является расширяющимся отображением на A , то есть существует такая константа $\lambda > 1$, что $\lambda \|x - y\| \leq \|f(x) - f(y)\|$ для всех $x, y \in A$,
- (iv) $B \subset A$,
- (v) $f^{n_1}(B) \cap A = \emptyset$,
- (vi) $A \subseteq f^{n_1+n_2}(B)$,
- (vii) $f^{n_1+n_2}$ инъективно на B (один-к-одному).

Тогда отображение f хаотично в смысле определения Ли-Йорке (при условии, что I – банаховое пространство).

Динамику сложных процессов можно представить в виде нечетких рекуррентных моделей Мамдани и Такаги-Сугено (ТС), отличающихся способом формирования konsekventов правил. Так, модель ТС нулевого порядка содержит полином нулевого порядка в konsekvente правила

$$R_1: \text{If } x_k = L_1 \text{ then } x_{k+1} = A_1,$$

$$R_2: \text{If } x_k = L_2 \text{ then } x_{k+1} = A_2,$$

(1)

$$R_N: \text{If } x_k = L_N \text{ then } x_{k+1} = A_N.$$

Здесь L_i – лингвистические переменные (термы); A_i – числовые коэффициенты.

Модель ТС первого порядка имеет вид:

$$R_1: \text{If } x_k = L_1 \text{ then } x_{k+1} = A_1 \cdot x_k + B_1,$$

$$R_2: \text{If } x_k = L_2 \text{ then } x_{k+1} = A_2 \cdot x_k + B_2,$$

(2)

$$R_N: \text{If } x_k = L_N \text{ then } x_{k+1} = A_N \cdot x_k + B_N.$$

Здесь L_i – лингвистические переменные (термы); A_i , B_i – числовые коэффициенты.

Доказаны утверждения и теоремы, определяющие минимальное количество правил в моделях (1) и (2), обеспечивающих хаотическое поведение, а также области значений коэффициентов [4, 5].

Приведем некоторые основные результаты.

Теорема 3. База правил (1) с передаточной функцией $f: I \rightarrow I$ хаотична в смысле Ли-Йорке, если удовлетворяются следующие условия

$$(a) A_1 \in [0, f_2^{-1}(a_2)),$$

$$(b) A_2 = a_3,$$

$$(c) A_3 = \begin{cases} a_1, & \text{if } A_1 \geq a_1, \\ Z, & \text{if } A_1 < a_1, \text{ where } f_1(Z) = Z. \end{cases}$$

где a_1, a_2, a_3 – центры функций принадлежности соответствующих лингвистических переменных.

Теорема 4. База правил (2) с передаточной функцией $f: I \rightarrow I$ хаотична в смысле Ли-Йорке, если удовлетворяются следующие условия

$$\begin{cases} A_1 \cdot a_1 + B_1 = \phi, \\ A_2 \cdot a_2 + B_2 = \phi, \\ A_1 \cdot (a_1 + a_2) + A_2 \cdot (a_1 + a_2) + 2B_1 + 2B_2 = 4a_2, \end{cases}$$

$$\text{где } \phi \in \left[a_1, \frac{a_1 + a_2}{2} \right).$$

Данные теоремы распространены на модели Мамдани, а также на случай рекуррентных моделей более высокого порядка [6]. Предложенные методы определения динамических характеристик позволяют формулировать и решать задачи синтеза оптимальных замкнутых систем управления, в которых отсутствует хаотическая динамика, что чрезвычайно важно для

управляемости такими системами, особенно при моделировании социально-экономических процессов. Предполагается развитие данных работ в теоретическом плане в области обобщения свойств коэффициентов консеквентов для произвольных функций принадлежности, а также в условиях неполной либо противоречивой базы знаний типа (1), (2). Планируется решение задач практического моделирования на основе мультиагентных технологий.

Современные методы моделирования мультиагентных систем

Постоянное повышение производительности вычислительной техники ставит на повестку дня задачи численного моделирования систем, состоящих из большого количества однотипных составляющих элементов, между которыми можно установить законы попарного взаимодействия в моменты контакта: газ, представленный «твердыми сферами» без дальнего действия [7 – 10], растворы реагирующих веществ, колонии бактерий и фагов, социальные системы и т.п. В последнее время задачи описанного характера рассматриваются в рамках коммуникативно-коллективного интерфейса с использованием мультиагентов – специальных информационных объектов-процессов. Мультиагенты являются инструментом динамических связей, которые могут автоматически устанавливаться при возникновении определенных ситуаций.

Основная сложность заключается в необходимости прямого попарного перебора взаимодействующих элементов для установления событий, «ближайших по времени» (или иному параметру, принятому в качестве ведущего). Анализ имеющихся алгоритмов приводит к выводу, что для установления ближайшего момента времени взаимодействия целесообразным является разбиение исходной системы на подсистемы, в которых перебор реализуется за разумное время [9, 10]. Это сопровождается введением фиктивных дополнительных событий, связанных с установлением факта принадлежности элемента той или иной подсистеме или перехода в другую подсистему. Применение указанных идей к описанию одноатомного газа позволяет оперировать с количествами модельных частиц, из-

меряемыми сотнями тысяч – миллионами, располагая стандартными в настоящее время характеристиками персональных ЭВМ (1 – 2 ГГц тактовой частоты, 128 – 256 Мб оперативной памяти). Это позволило реализовать сбор достаточно представительной статистической информации для нахождения макроскопических параметров газового потока. Произведем установление характерных чисел модели потока. Пусть тепловая скорость u принята за единицу; характерные размеры рабочей области L примем равными числу nx – количеству единичных кубических ячеек, укладываемых в направлении оси Ox . Согласно молекулярно-кинетической теории, динамическая вязкость η газа задается формулой:

$$\eta = \frac{1}{3} u \rho \lambda,$$

где ρ – плотность; λ – длина свободного пробега.

Воспользуемся этим выражением для видоизменения формулы, по которой вычисляется число Рейнольдса при заданной скорости потока v :

$$Re = \frac{v \rho L}{\eta} = 3 \cdot \left(\frac{v}{u} \right) \left(\frac{\lambda}{L} \right) \approx \frac{M}{Kn},$$

где M – число Маха; Kn – число Кнудсена. Если течение является околозвуковым: $v = 1$, – а длина свободного пробега равна единице, то число Рейнольдса оценивается как $3 \cdot nx$. В случае моделирования трехмерного течения и количестве подсистем порядка 1000000 число nx имеет порядок сотни, что приводит к значению $Re \sim 100$. При моделировании того же количества частиц в плоском случае (модель “твердых дисков”) число Рейнольдса может быть увеличено до 3000. Указанные характерные числа присущи атмосфере на высоте 30 – 40 км; моделирование тем точнее, чем выше число Маха. Еще одна область приложения – изучение пристенного течения в очень малых объемах.

Системное совершенствование СТС

Анализ современного состояния теории и практики разработки и доводки авиационных СТС таких, как турбореактивный двигатель, турбомашин, показывает, что возможности совершенствования их проточных

частей за счет эмпирических подходов в настоящее время практически исчерпаны.

Адекватное описание потока в элементах авиационных СТС возможно с использованием системы нестационарных уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа. Ограниченные возможности нынешних компьютеров не позволяют осуществлять прямое численное решение этих уравнений. В настоящее время численное моделирование турбулентных течений осуществляют путем решения осредненных по Рейнольдсу-Фавру уравнений Навье-Стокса, дополненных моделью турбулентности. Однако большинство моделей турбулентности не описывают с одинаковой степенью адекватности различные типы течений, что особенно касается течений с интенсивными отрывами потока и/или большими градиентами давления. Высокая трудоемкость и информационная сложность алгоритмов численного моделирования вязких трехмерных течений газа, основанных на решении осредненных по Рейнольдсу-Фавру уравнений Навье-Стокса, приводит к существенному росту необходимых вычислительных ресурсов.

Таким образом, существующие подходы, математические модели и вычислительные методы, а также программные и технические средства не могут быть использованы в полной мере для решения в трехмерной постановке задач оптимизации (синтеза) и принятия решений на этапе концептуального проектирования элементов авиационных СТС.

Одним из существенных резервов повышения КПД элементов авиационных СТС является использование способов и реализующих их устройств управления отрывом потока в них.

В связи с этим актуальной научно-прикладной проблемой является разработка, обобщение и развитие теоретических основ математического и компьютерного моделирования вязких трехмерных течений, вычислительных методов, предназначенных для системного совершенствования авиационных СТС.

Сформировано ряд общих научных принципов, представленных в форме утверждений, согласованное использование на практике которых может способствовать повышению эффективности процесса разработки элементов авиационных СТС в целом:

– в области количественного анализа: согласованности методов по точности получаемых решений, оптимального управления процессом вычислений по ошибке;

– в области оптимизации и принятия решений: реконструкции (модификации) прототипа, управления отрывом потока, децентрализации оптимизационных задач.

На основе сформулированных принципов предложен общий подход к решению задач системного совершенствования СТС путем согласованного использования методов решения обратных задач. В качестве примера реализации этого подхода разработана методология рационального трехмерного профилирования венцов осевых компрессоров [11 – 15].

Литература

1. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений: Пер. с англ. – М.: Мир, 1976. – 165 с.
2. Li T.Y., Yorke J.A. Period three implies chaos // Amer. Math. Monthly. – 82 (1975). – P. 985 – 992.
3. Kloeden P.E. Chaotic iterations of fuzzy sets. Fuzzy Sets and Systems 42 (1991). – P. 37 – 42.
4. Sokolov A., Wagencnecht M. Investigation of Chaos in Recurrent Fuzzy Models // Posters of Tenth International Conference IPMU 2004. – Perugia. – 2004. – P. 21 – 22.
5. Sokolov A., Wagencnecht M. Identification of chaos in Takagi-Sugeno Models // 49 Internationales Wissenschaftliches Kolloquium. Conf. Proc. – V.1. Chaker verlag. – Aachen, 2004. – P. 128 – 133.
6. Sokolov A., Wagencnecht M., Kulik A. Chaotic behavior of Takagi-Sugeno recurrent models with large-scale time delay // Proceedings East West Fuzy Colloquium 2004 11th Zittau Fuzzy Colloquium. IPM. – Zittau, 2004. – P. 76 – 81.
7. Чернышев Ю.К. Методы снятия информации о состоянии газового потока в процессе молекулярно-динамического моделирования // Междунар. науч.-техн. конф. «Совершенствование энергетических и транспортных турбоустановок методами математического моделирования, вычислительного и физического экспериментов», 26-29 сент. – Змиев. – 1994. – Ч. 1. – С. 39 – 40.

8. Чернышев Ю.К. Прямое моделирование течения газа в каналах сложной формы при малых числах Кнудсена // Междунар. науч.-техн. конф. «Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования». – Х.: Ин-т проблем машиностроения НАН Украины. – 1997. – С. 238 – 240.

9. Левин С.С., Чернышев Ю.К. Алгоритмизация прямого моделирования методом частиц течения газа по каналам сложной формы при малых числах Кнудсена // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х: ХАИ. – 2002. – Вып. 14. – С. 54 – 60.

10. Чернышев Ю.К. Применение теории систем для алгоритмизации прямого математического моделирования течения газа // Двигатели внутреннего сгорания. – Х: ХПИ. – 2004. – Вып. 2. – С. 44 – 47.

11. Ugryumov M.L., Tsegelnik A.M. Information Technology of a Turbo-machinery Row Formation // Proc. The Seventh International Congress on Fluid Dynamics and Propulsion. – Sharm El-Sheikh, Sinai (Egypt). – 2001. – 6 p. (ICFDP7 by ASME Paper No. 2001-GLB-010).

12. Угрюмов М.Л., Цегельник А.М., Прокофьев С.А. Решение задачи многокритериального принятия решений при формировании облика венцов турбомашин // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Национальный аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 36/1. – С. 94 – 100.

13. Согласованные методы многокритериальной оптимизации и трехмерного проектирования венцов турбомашин / М.Л. Угрюмов, А.М. Цегельник, С.А. Прокофьев, А.В. Меняйлов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Национальный аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 41/6. – С. 53 – 57.

14. Применение принципов объектно-ориентированного моделирования к разработке САД-системы совершенствования венцов турбомашин / М.Л. Угрюмов, А.В. Меняйлов, А.М. Цегельник, С.А. Прокофьев // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Национальный аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 7/15. – С. 42 – 46.

15. Проектирование и реализация программного комплекса для совершенствования венцов осевых компрессоров / М.Л. Угрюмов, А.М. Цегельник, С.А. Прокофьев, А.В. Меняйлов // Компрессорная техника и пневматика в XXI веке: XIII Международная научно-техническая конференция по компрессоростроению. – Сумы: СумГУ. – 2004. – Т. 1. – С. 103 – 108.

Поступила в редакцию 1.04.2005

УДК 004.896+65.012.34

О.Е. Федорович, О.В. Малеева, Е.А. Дружинин, А.В. Прохоров

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИЧЕСКИХ ОСНОВ ЛОГИСТИЧЕСКОГО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫМИ КОМПЛЕКСАМИ И ПРОЕКТАМИ ПО ИХ СОЗДАНИЮ

С учетом современных тенденций создания, эксплуатации и реструктуризации территориально-распределенных технологических комплексов (РПК), предлагается новый подход и методологические основы, которые развивают и обобщают современные методы промышленной логистики и корпоративного управления, основанные на интеллектуализации управления распределенными системами и проектами по их созданию. Методология использует современную постреляционную технологию обработки данных и знаний для принятия рациональных решений. Предложен риск-ориентированный подход к формированию и управлению проектами создания и модернизации РТК, основанный на положениях системного анализа.

логистическое интеллектуальное управление, территориально-распределенный технологический комплекс

В состав современного промышленного комплекса Украины входят крупномасштабные производства, такие как: топливно-энергетический комплекс, имеющий распределенную сеть магистральных трубопроводов и сырьевого производства; крупные машиностроительные объединения; аэрокосмический комплекс Украины, которые относятся к категории территориально распределенных технологических комплексов (РТК). Эффективное управление крупномасштабными производствами и проектами по их созданию, модернизации и реконструкции позволит существенно повысить экономические показатели украинской экономики. Учитывая, что большинство из указанных производств работают в современных рыночных условиях как в Украине, так и за рубежом, необходимо формирование методологических основ управления РТК и проектов по их созданию. Решение указанной проблемы связано с применением современного арсенала математических подходов, методов и прикладных информационных

технологий, основанных на системном логистическом потоковом представлении производства, интеллектуализации принимаемых решений и риск-ориентированном подходе в управлении проектами создания и модернизации РТК [16, 23, 24].

В настоящее время эффективное функционирование производственных предприятий зависит от устойчивости к воздействиям как внешних, так и внутренних факторов. В этих условиях необходимо обеспечивать снижение затрат, повышение качества продукции или услуг, внедрять инновации, уменьшать сроки выполнения заказов, повышать организационную гибкость и адаптационную способность, путем создания и совершенствования системы управления, а также эффективного применения средств автоматизации и методического обеспечения. Таким образом, в современных условиях сложным распределенным производствам необходима высокая мобильность, способность быстро и эффективно вносить изменения в технологический цикл производства изделий и в организационную систему управления, сохраняя при этом высокое качество продукции. Кроме того, необходимо учитывать возрастающую индивидуализацию заказов, повышенные требования к качеству изделий, тенденцию уменьшения времени выполнения заказов, а также частые изменения модификаций выпускаемых изделий [4, 21, 22].

В процессе управления РТК следует, во-первых, определить необходимые для достижения поставленных целей и реализации выбранной стратегии материальные, человеческие и прочие ресурсы и, во-вторых, распределить их между задачами, программами и проектами. В условиях дефицита ресурсов задача стратегической оценки, т.е. на перспективу, и выбора соответствующего проекта для достижения поставленной цели значительно усложняется. Выбор того или другого приоритетного направления развития приходится принимать в условиях быстрых качественных изменений ситуации, не всегда и не целиком предвиденных, неполной и неточной информации.

Таким образом, территориально-распределенные производственные комплексы можно рассматривать как сложные системы высокой степени интеграции, обладающие рядом особенностей, влияющих на выбор и обоснование методов их исследования [1].

Решение системных задач управления можно осуществить путем исследования возможных проблемных ситуаций, возникающих при анализе многоплановых производственных процессов различной природы на множестве противоречивых критериев и целей с использованием современных методов интеллектуализации принятия решений. Системный подход является методологической основой сквозного управления потоковыми процессами и применительно к исследованию РТК реализуется в создании интегрированных логистических систем [12, 13].

Объединение всех необходимых элементов логистических производственных систем (ЛПС), взаимосвязанных и взаимодействующих для достижения единой цели

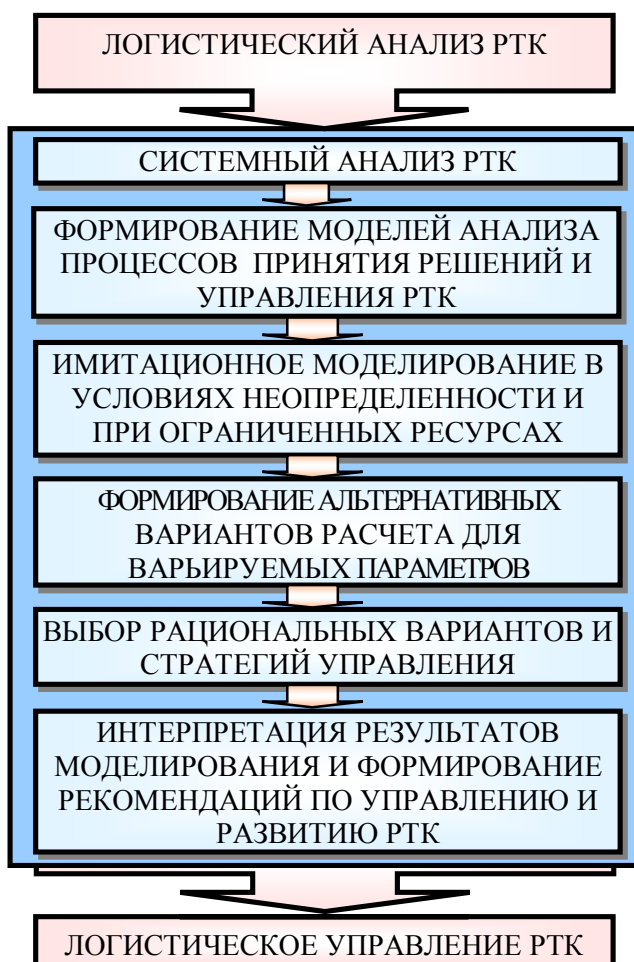


Рис. 1. Концепция логистического анализа РТК

управления, представляет собой полную интеграцию производства, причем в качестве интегратора выступает материальный поток. Основная особенность здесь состоит в том, что процесс интеграции, охватывающий логистическую цепь и динамическую внешнюю среду, может распространяться на несколько производственных предприятий, организаций, логистических посредников и т.д. Одновременная или поэтапная интеграция достигается по различным направлениям на всех уровнях представления РТК [10].

Концепция логистического анализа РТК (рис. 1)

предполагает интегральное потоковое представление всех процессов, протекающих в системе с целью выявления законов функционирования и развития, а также вариантов управления материальными и информационными потоками на всех уровнях.

Таким образом, РТК представляет собой систему высокой степени интеграции, включающую как производственные подразделения, осуществляющие производство деталей, агрегатов, сборочных единиц из исходных материалов и комплектующих, а затем сборку готовой продукции из этих элементов, так и большое количество вспомогательных подразделений. На рис. 2 представлена общая схема организации ЛПС РТК.

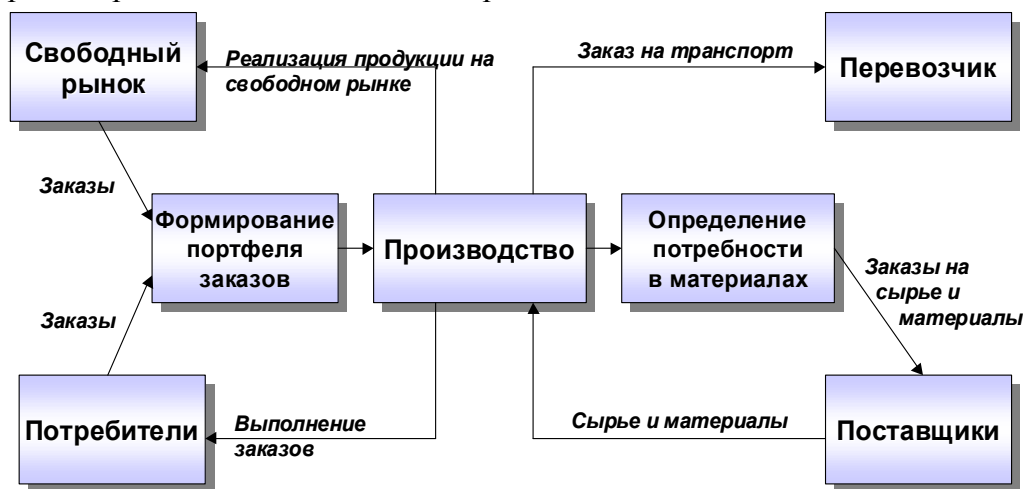


Рис. 2. Схема организации ЛПС производства сложных изделий

Первостепенное значение для РТК приобретает проблема устойчивого управления функционированием и развитием, что позволяет адаптироваться к изменяющимся условиям рынка, и в свою очередь проявляется в необходимости проведения реструктуризации и модернизации существующих производств, комплексной автоматизации, построению многоуровневых автоматизированных систем реального времени и инструментальных средств интеллектуальной поддержки решений.

Необходимость в совершенствовании и развитии технологий принятия решений в автоматизированных системах управления предприятием и технологическими процессами обуславливается непрерывным возрастанием сложности управляемых объектов и процессов с одновременным со-

кращением времени, отводимого лицам управленческого персонала на анализ проблемной ситуации, идентификацию возникшего отклонения от нормального (штатного) режима функционирования, поиск возможных корректирующих решений по воздействию на объект, прогнозирование ситуаций, оценку последствий принимаемых решений и, наконец, выдачу команд (решений, распоряжений) на отработку необходимых управляющих воздействий. Этот процесс требует много времени и высокой квалификации для того, чтобы точно и объективно оценить обстановку. При таком большом объеме информации, одновременно обрушивающейся на менеджера или оператора, могут возникать ошибки. Анализ мирового опыта показывает, что при совершенствовании бизнес-процессов и автоматизации процесса принятия решений наиболее перспективным является использование информационных систем, основанных на знаниях, формализуемых в рамках технологии искусственного интеллекта и опыте высококвалифицированных специалистов, накапливаемом в базах знаний экспертных систем [7].

В связи с этим актуальным и важным является разработка новых методов и моделей управления, основанных на логистическом потоковом представлении РТК и технологии экспертных систем принятия решений, которые позволяют: повысить степень автоматизации формирования и интеллектуализации анализа принимаемых решений при построении и развитии РТК; эффективно управлять новыми сложными потоковыми процессами в интегрированных автоматизированных РТК.

Наиболее эффективным методом анализа динамики функционирования, управления и развития РТК, которые охватывают все составные логистической системы, является метод системного имитационного моделирования [6]. При этом система имитационного моделирования РТК должна разрабатываться на основе объектно-ориентированной технологии и технологии экспертных систем (ТЭС) принятия решений. Показано, что традиционные методы анализа и моделирования, основанные на информационном подходе, применяются для ограниченного класса конкретных типов РТК и не обеспечивают адекватности описания ряда процессов, в особенности, связанных с принятием решений и управлением логистическими потоками [17]. Одним из путей повышения эффективности методов

моделирования является применение наряду с информационным подходом когнитивного или аксиоматического подхода, основанного на знаниях о предметной области, методы которого относятся к ТЭС и направлены на решение трудноформализуемых задач логического характера. Таким образом, возникает необходимость в разработке новых знаниеориентированных методов построения моделей РТК, которые бы имели возможность гибко «настраиваться» на конкретный объект анализа, легко адаптироваться к структурным и параметрическим перестройкам, учитывать возможные неопределенности и противоречия.

Проводимые исследования основываются на использовании методов: системного и логистического анализа, имитационного моделирования искусственного интеллекта, экспертных оценок, а также объектно-ориентированных технологий, которые в совокупности позволяют наиболее полно, адекватно и корректно описывать и анализировать РТК, а также упрощают разработку информационных технологий и компьютерных средств анализа и управления РТК [19].

На сегодняшний день в данном направлении проведены следующие исследования:

- разработаны теоретические принципы логистического анализа как методологии исследования и выявления законов функционирования и развития РТК, в основе которой лежит интегральная концепция потокового представления всех процессов, которая обеспечивает обоснованный выбор вариантов оптимального сквозного управления материальными и информационными потоками по всем уровням [5];

- сформировано системное представление процессов управления РТК с помощью знаниеориентированной структуризации и системных моделей, которая позволяет повысить эффективность и качество анализа РТК [2];

- разработан комплекс системных моделей (алгоритмических, динамических (имитационных), знаниеориентированных) для задач анализа сложных процессов управления в РТК, что дает возможность: справиться со сложностью РТК, связанной с иерархичностью, многоуровневостью и неопределенностью; повысить степень автоматизации процессов принятия решений и управления РТК; повысить качество, достоверность и сократить время на выработку и принятие рациональных решений при вы-

боре стратегий управления, реализации приоритетов в производственной и рыночной политике, модернизации, реструктуризации и развитии РТК [14, 15].

Использование технологий объектно-ориентированного моделирования и экспертных систем принятия решений обеспечили адаптацию разработанных средств моделирования и анализа к условиям и процессам функционирования, принятия решений в управлении РТК. Предложенные механизмы имитационного моделирования универсальны и могут быть использованы для динамического анализа процессов управления широкого класса РТК.

Разработанные методы и модели представляют собой научно-методическую основу для логистического анализа РТК. Предложенные модели описаны алгоритмически и реализованы в виде программного комплекса анализа, моделирования, планирования и прогнозирования РТК.

В рамках данного научного направления проводятся исследования по:

- проектированию и разработке систем автоматизации технологических процессов (с элементами искусственного интеллекта) в различных отраслях [3];
- реинжинирингу и моделированию бизнес-процессов предприятий с внедрением новых информационных технологий, ориентированных на знания [25];
- разработке интеллектуальных информационно-аналитических и экспертных систем принятия и исполнения решений [20].

Приоритетным является разработка комплексных управленческих решений на базе интеллектуальных информационных технологий для различных отраслей. С целью повышения степени автоматизации решения логико-аналитических задач, что связано с трудноформализуемыми процедурами диагностики, анализа, прогнозирования, выработки и принятия решений в реальном масштабе времени при значительном числе динамически изменяющихся учитываемых факторов, проектируются и разрабатываются интегрированные экспертные системы принятия решений на основе современных постреляционных информационных технологий [18].

Разработанные методы, модели и прикладные информационные технологии в рамках данного научного направления дают возможность научно обоснованно анализировать РТК, совершенствуют методы моделирования бизнес-процессов и дополняют научные знания в области создания, моделирования и интеллектуального управления РТК.

Для современных рыночных отношений, важно не только создавать наукоемкую технику, соответствующую мировому уровню по своим функциональным и потребительским качествам, но и обеспечивать при этом обязательность договорных отношений, минимизировать издержки производства, адаптироваться к изменениям конъюнктуры рынка путем диверсификации проектной деятельности, проведением политики завоевания и удержания различных сегментов рынка. Только комплексное решение этих проблем позволит обеспечить выживание и развитие предприятия в новых экономических условиях. Предприятия, на котором созданы механизмы и условия решения этих вопросов, можно назвать устойчивыми или технологически зрелым. Для обеспечения технологической зрелости предприятия необходимо наличие механизмов адаптации к влиянию факторов внешних и внутренних рисков [8].

Предлагается *риск-ориентированный подход* (РОП) к формированию и управлению проектами создания и модернизации РТК, основанный на положениях системного анализа. Сформулируем основные положения РОП [9]:

1. *Производственные процессы* рассматриваются как взаимосвязанная сеть основных и вспомогательных процессов, процессов организационного управления, механизмов управления рисками и других бизнес-процессов, в соответствии с международными стандартами управления качеством серии ISO 9001/2000 [26]. Для синтеза формализованных алгоритмических моделей разработан язык регулярных схем сети процессов (РССП), основу которых составляют алгебры операторов и условий языков регулярных схем алгоритмов (РСА) и регулярных схем системных моделей (РССМ). В РССП модифицированы механизмы построения моделей реализации проектов, за счет введения универсальных настраиваемых процедур процессов устранения последствий проявления факторов риска.

2. *Управление рисками* рассматривается как единый комплекс мероприятий, который включает в себя: систему мероприятий, направленных

на снижение вероятности проявления факторов риска; мониторинг производства, с целью выявления проявлений факторов риска; определение дополнительных объемов всех обеспечивающих ресурсов, необходимых для ликвидации негативных последствий проявлений факторов риска; разработка механизмов реализации процессов приведения ресурсов в работоспособное состояние; анализ причин проявления факторов риска. Все эти составляющие образуют единый контур управления рисками (рис. 3).

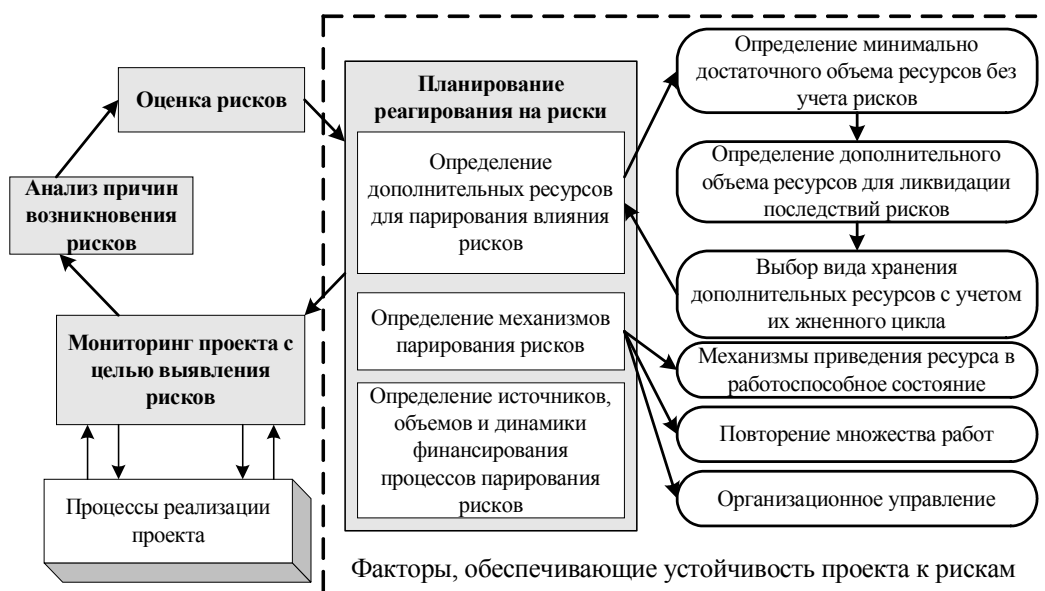


Рис. 3. Контур управления рисками проекта

Механизмы устранения последствий проявления внутренних рисков можно свести к двум категориям. К первой категории относятся риски получения неудовлетворительного результата при выполнении какой-либо работы проекта. Механизм устранения такого фактора сводится к необходимости повторения ряда работ проекта либо реализации процессов устранения дефектов. Особенность этих рисков заключается в их привязке к результатам определенных работ проекта. Вторая категория рисков связана с состоянием обеспечивающих ресурсов. В случае отказа или отсутствия необходимого ресурса для продолжения работ проекта необходимо реализовать механизмы восстановления работоспособности ресурса. От-

личие этой категории ресурса с точки зрения моделирования заключается в том, что проявление фактора риска ресурса зависит от времени работы и не привязаны к конкретным видам работ.

3. *Реализуемыми* могут считаться проекты, для которых имеются ресурсы и установлено время выполнения, которые определены из принципа минимальной достаточности, т.е. считается, что проект будет выполняться в условиях отсутствия влияния факторов отрицательных рисков.

4. *Устойчивость* проекта определяется с позиций достижения заданных технических результатов, выполнения директивных сроков выполнения проекта при заданных финансовых ограничениях. Устойчивым является проект, для реализации которого:

- на предприятии имеются минимально необходимые объемы обеспечивающих ресурсов и запасы для ликвидации последствий проявления факторов риска;

- при определении сроков учитываются не только логика и длительность выполнения основных работ проекта, но и процессы организационного управления, ликвидации последствий проявления факторов риска, а также возвраты, связанные с необходимостью повторения ряда работ проекта при возникновении несоответствий получаемых результатов заданным требованиям;

- определены объемы, источники и динамика финансирования реализации всех вышеперечисленных процессов.

5. Рассматриваются следующие виды ресурсного обеспечения: информационное (методики, технологические процессы); материальное (оборудование, оснастка, инструмент, материалы, комплектующие, энергоносители и т.д.); финансовое (средства заказчика, собственные средства предприятия, заемные средства), кадровое (основные и вспомогательные работники, управленческий персонал), временное (сроки выполнения проекта и его отдельных работ) [11].

Введены следующие понятия РОП:

1. Минимально необходимый объем обеспечивающих ресурсов ($V_{\min}$) – объем ресурсов, необходимый для выполнения проекта в случае отсутствия влияния негативных факторов риска.

2. Дополнительные ресурсы ($V_{доп}$) – ресурсы, необходимые для ликвидации последствий проявления факторов риска.

3. Универсальность ресурса (наиболее универсальными являются финансовые ресурсы).

4. Жизненный цикл ресурса. От закупки до использования ресурс проходит через последовательность процессов транспортировки, складирования, установки, приведения в работоспособное состояние.

Введен обобщенный критерий устойчивости проекта. Устойчивость проекта в виде функции f от степени обеспеченности дополнительными ресурсами можно представить в виде

$$U = f\left(\frac{V_{\min} + V_{доп}^{налич}}{V_{\min} + V_{доп}^{макс}}\right) \leq 1,$$

где $V_{доп}^{налич}$ – величина имеющегося на предприятии объема дополнительных ресурсов; $V_{доп}^{макс}$ – величина необходимого объема дополнительных ресурсов для парирования выявленных факторов риска.

В рамках предложенной системной риск-ориентированной методологии разработана прикладная информационная технология, основанная на определении набора наиболее существенных рисков, управление которыми целесообразно реализовать в рамках проекта; синтезе моделей сети процессов выполнения проекта; имитационном моделировании динамики выполнения проекта с целью определения сроков реализации проекта и динамики хранения объемов дополнительных ресурсов. Предлагаемая методология позволяет учесть внешние факторы риска: неустойчивую динамику финансирования, несвоевременность поставок и т.д. Методология также учитывает возможность использования механизмов рыночной экономики при реализации сложных проектов развития производства за счет разработки и использования моделей, описывающих взаимодействие участников проекта с рыночными институтами: фондовыми биржами, банками, страховыми компаниями.

Таким образом, методологические основы интеллектуального управления территориально-распределенными производственными системами и проектами по их созданию интегрируют методы системного анализа, про-

мышленной логистики, знаниеориентированного управления для комплексного анализа и синтеза РТК с использованием современных постреляционных информационных технологий. Практическая ценность полученных результатов состоит в разработке научно-обоснованной системной компьютерной методики для анализа, прогнозирования, планирования и управления РТК и проектами по их созданию.

Литература

1. Прохоров А.В., Томас Рамирес. Системная модель анализа сложных технических комплексов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 20. – С. 122 – 126.
2. Федорович О.Е., Прохоров А.В., Томас Рамирес. Системное моделирование распределенного технологического комплекса добычи, переработки и транспортировки нефти // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 21. – С. 205 – 213.
3. Федорович О.Е., Прохоров А.В., Томас Рамирес, Лисенко Е.В. Багаторівневе моделювання складних транспортних мереж // *Машинобудування та прогресивні технології: Вісті Академії інженерних наук України*. – 2000. – Вип. 4. – С. 137 – 141.
4. Федорович О.Е., Дружинін Е.А., Мазорчук М.С., Яшина Е.С. Системные технологии в управлении проектами: Навчальний посібник. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «ХАИ», 2000. – 52 с.
5. Fedorovich O.E., Prohorov A.V., Thomas Ramirez The methodology of distributed technological complex system simulation // *Proceedings of the 1-st International Conference on Information System Technologies and its Applications. Lecture Notes in Informatics*. – Bonn 2001. – Vol. P-2. – P. 115 – 125.
6. Fedorovich O.E., Prohorov A.V., Thomas Ramirez Simulation system toolkit of distributed technological complex of oil production activity, waste-handling and haul // *Proceedings of the IEEE 1-st International Workshop on Mathematical modeling of physical processes in inhomogeneous media*. – Guanajuato, Mexico. – March 2001. – P. 96 – 98.
7. Fedorovich O., Sadovnichiyi A. Information technology for prognostic simulation of extreme situations // *Вісник Національного технічного університету «ХПІ»: Тематичний збірник наукових праць «Системний аналіз, управління та інформаційні технології». Ч. 1*. – Х.: НТУ «ХПІ». – 2001. – № 21. – С. 33 – 38.

8. Дружинин Е.А., Яшина Е.С., Комаров В.С. Моделирование процесса финансирования проекта в условиях воздействия случайных факторов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Национальный аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 24. – С. 187 – 194.

9. Druzhinin E., Mazorchuk M., Gorlov D. Using the information technologies for realizability rating of wide-scale projects and programs // Вісник Національного технічного університету «ХПІ»: Тематичний збірник наукових праць «Системний аналіз, управління та інформаційні технології». Ч. 1. – Х.: НТУ «ХПІ». – 2001. – № 21. – С. 24 – 33.

10. Прохоров А.В., Томас Рамирес, Руденко Л.В. Логистическая модель анализа виртуальных распределенных производственных комплексов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 24. – С. 45 – 51.

11. Дружинин Е.А., Мазорчук М.С., Бабынин Н.М. Анализ ресурсного обеспечения проектов создания сложных аэрокосмических комплексов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 29. – С. 150 – 155.

12. Прохоров А.В., Садовничий А.С., Бек В.А. Системное моделирование логистических процессов в распределенных технологических комплексах // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 25. – С. 192 – 199.

13. Федорович О.Е., Прохоров А.В., Бабынин Н.М. Системный логистический анализ и управление распределенными технологическими комплексами производства сложных наукоемких изделий машиностроения // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 28. – С. 33 – 38

14. Fedorovich O.E., Sadovnychiy S.N., Prohorov A.V., Sadovnychiy A.S. System models of logistics analysis of the virtual distributed technological complexes // Telecommunication and radio engineering. – 2002. – Vol. 58, No. 7. – P. 49 – 58.

15. Fedorovich O.E., Sadovnychiy S.N., Prohorov A.V., Sadovnychiy A.S. Logistics analysis models of the distributed technological complexes // Proceedings of the 1-st International Conference of Instrumentation and Industrial Control. – Mexico City, Mexico. – 2002.

16. Системный логистический анализ и моделирование аэрокосмических производств: Учеб. пособие. Ч. I / О.Е. Федорович, А.В. Прохоров. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2003. – 67 с.

17. Моделирование сложных систем: Учеб. пособие. Ч. I / А.В. Прохоров, А.С. Садовничий. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2003. – 63 с.

18. Федорович О.Е., Губка А.С. Оперативное управление приборостроительным производством на базе постреляционной технологии // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2003. – № 2. – С. 34 – 39.

19. Федорович О.Е., Попов А.В. Анализ логистической информационной системы на основе системной модели // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2003. – № 1. – С. 50 – 55.

20. Прохоров А.В., Головань К.В. Система поддержки принятия решений для задач анализа и управления технологическими комплексами // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2003. – № 8. – С. 92 – 96.

21. Малеева О.В. Методология системной оценки качества научно-технических программ развития производства // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «ХАИ». – 2003. – Вип. 1 (36). – С. 167 – 173.

22. Информационные технологии организационного управления сложными социотехническими системами / О.Е. Федорович, Н.В. Нечипорук, Е.А. Дружинин, А.В. Прохоров. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2004. – 295 с.

23. Системный логистический анализ и моделирование аэрокосмических производств. Ч. 2 / О.Е. Федорович, А.В. Прохоров. – Учебн. пособие. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2004. – 68 с.

24. Системный анализ качества сложных проектов и программ развития производства / О.Е. Федорович, О.В. Малеева, П.О. Наumenко. – Х.: ХГАПП, 2004. – 196 с.

25. Прохоров О.В., Мандрійчук Т.Ф. Концепция создания систем поддержки принятия решений корпоративного управления // *Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті*. – 2004. – № 2. – С. 32 – 36.

26. Федорович О.Е., Малеева О.В., Нечипорук Н.В. Основы методологии системного анализа качества сложных научно-технических проектов и программ развития производства // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2004. – № 2 (10). – С. 75 – 80.

Поступила в редакцию 12.04.2005

УДК 681.3: 004.415.5

В.С. Харченко

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»

ГАРАНТОЗДАТНІСТЬ КОМП'ЮТЕРНИХ СИСТЕМ: ПРОБЛЕМИ І РЕЗУЛЬТАТИ

Аналізуються проблеми гарантоздатності комп'ютерних систем, пов'язані із комплексним забезпеченням надійності та безпечності (аварійної – safety та інформаційної – security). Надається огляд основних задач, теоретичних і практичних результатів, отриманих науковцями кафедри комп'ютерних систем і мереж Національного аерокосмічного університету «ХАІ», напрямків подальших досліджень.

комп'ютерні системи та мережі, критичні застосування, гарантоздатність, надійність, безпечність, багатоверсійні технології, багатопараметрична адаптація, багатоступенева деградація, верифікація

Вступ

Надійність та безпека авіаційних, космічних комплексів, АЕС, інших комплексів критичного використання (ККВ) залежить від надійності комп'ютерних інформаційно-управляючих систем (КІС) та їх компонент – програмних, апаратних, мережних, а також стійкості до дії факторів зовнішнього середовища. Надійність КІС ККВ повинна розглядатися у більш широкому контексті як комплексна властивість, що включає не тільки традиційні складові, перед усім, безвідмовність і готовність, але й безпечність (інформаційну та аварійну). За міжнародною практикою така властивість має назву “dependability” (на відміну від “reliability”), якій у найбільшій мірі відповідає україномовний варіант “гарантоздатність” (надійність у широкому сенсі).

Проблеми забезпечення найбільш суттєвих складових гарантоздатності КІС – безвідмовності (або готовності), відмовостійкості та інформаційної безпеки у більшості наукових досліджень і розробок розглядалися різними (у першу чергу, вітчизняними) фахівцями окремо, хоча ці та інші власти-

вості, безперечно, взаємопов'язані і впливають одна на одну. Це підтверджують публікації останніх років у провідних міжнародних журналах, технічних звітах наукових центрів та університетів, працях конференцій щодо проблеми гарантоздатності [1]. Зважаючи на тісний зв'язок означених складових для КІС, їх визначальний вплив на надійність і безпеку ККВ в цілому та певну обмеженість результатів досліджень з цього питання, *актуальними* є розробка основ теорії гарантоздатних систем, комплексних методів забезпечення гарантоздатності КІС. Ураховуючи статус КІС ККВ (та їх програмного забезпечення) як важливого об'єкту нормативного регулювання, *актуальною* є також розробка інструментальних методів достовірної оцінки (експертизи та верифікації) їх відповідності регулюючим вимогам.

В статті надається аналіз основних проблем в цій галузі, проводиться стислий опис теоретичних і практичних результатів, отриманих науковцями кафедри комп'ютерних систем і мереж Національного аерокосмічного університету «ХАІ» за останні роки, характеризується їх рівень, визначаються напрямки подальших досліджень.

1. Стан проблеми гарантоздатності

В Україні, провідних країнах Європи, США, Китаї, Японії та Росії проводяться інтенсивні наукові дослідження, практичні розробки та накопичено значний досвід використання комп'ютерних інформаційно-управляючих систем для авіаційних та ракетно-космічних комплексів. Це стосується також КІС, важливих для безпеки АЕС, залізничного транспорту, інших ККВ. *Факти* засвідчують, *по-перше*, про зростання кількості інцидентів, аварій ККВ, обумовлених відмовами програмних, апаратних і мережних компонент КІС, що викликано обмеженою безвідмовністю, готовністю, безпечністю компонент, інтенсифікацією зовнішніх впливів активного та пасивного характеру на працездатність, складністю та унікальністю проектів КІС, недосконалістю технологій їх розробки, верифікації та експертизи; *по-друге*, про динамічний розвиток окремих складових теорії та інформаційних технологій створення відмовостійких комп'ютерних

систем, які забезпечують конкурентноздатне середовище як для критичних, так і для комерційних застосувань.

Беручи до уваги їх велику відповідальність, статистику інцидентів, аварій та катастроф, спричинених у майже у кожному п'ятому випадку від мовами КІС, зростання інтенсивності впливу пасивних і активних факторів зовнішнього середовища, фахівцями науково-технічних центрів LAAS (Франція), SRC та CSR (Великобританія), відомих фірм Siemens (ФРН), Schneider Electric (Франція), Boeing, Westinghouse (США) та інш. інтенсифікуються дослідження і розробки, спрямовані на розробку нових технологій створення відмовостійких апаратних, програмних, мережних компонент і КІС в цілому. Для регулювання питань забезпечення надійності та безпеки цих систем розроблені стандарти Європейським космічним агентством, Європейською кооперацією з стандартизації у космічній галузі, IAC, ISO, IEC, IAEA та інш. щодо вимог до таких систем та їх компонент.

Слід зазначити, що аналогічні задачі мають місце і для бізнес-критичних застосувань, зокрема, банківських та інших комерційних систем з великим обігом коштів, що функціонують в умовах жорсткого конкурентного середовища та впливів через мережу Інтернет. Забезпечення гарантоздатності бізнес-критичних КІС – задача, яка інтенсивно вирішується науковцями та інженерами-розробниками та користувачами таких систем.

У останні роки дослідження та розробки щодо надійності та безпеки КІС набувають більш комплексного характеру. Це підтверджується розробкою концепції Dependable Computing (Systems, Networks) – DSN, що базується на розширеному понятті надійності – гарантоздатності, яка включає безвідмовність (reliability), готовність (availability), пристосованість до обслуговування або ремонтпридатність (maintainability) та безпеку, як інформаційну (security) та її складові – конфіденціальність (confidentiality) і цілісність (integrity), так і аварійну безпеку (safety).

У роботах відомих спеціалістів А.Авіженіса, Ж.-К.Лапрі, Б.Рендела, що представляють відповідно американські, французькі та англійські наукові центри у цій предметній галузі, властивість гарантоздатності та її складові визначаються через поняття послуг (сервісів - services), що надаються системою [1]. Ця робота підсумовує двадцятирічний шлях формування

базових понять, що почався з редакційної статті А.Авіженіса, Ж.-К.Лапрі у спецвипуску корпорації IEEE, який був перекладений на російську мову у 1986 році [2]. Перші роботи в російськомовній літературі, де використовувався термін у тому ж сенсі були опубліковані у [3, 4], але не знайшли подальшого розвитку, у першу чергу, через деякий термінологічний консерватизм серед спеціалістів з надійності, а також внаслідок певного відторгнення можливості комплексування питань щодо забезпечення безвідмовності (відмовостійкості) апаратних і програмних засобів у єдиній системі.

Гарантоздатність у [1] визначається як властивість системи надавати заплановані (коректні) послуги; *безвідмовність* – здатність надавати їх *безперервно*, *готовність* – властивість знаходитися у стані, коли такі послуги *можуть бути надані*, *обслуговуваність* – пристосованість до *відновлення* надання послуг після відмов, *конфіденціальність* – захищеність від *несанкціонованого доступу* до інформації, *цілісність* – властивість зберігати інформацію без *несанкціонованих перекручень* при наданні послуг, *безпека (safety)* - властивість не створювати *небезпеку для середовища* (людей, навколишнього середовища, інших систем) при наданні послуг.

При цьому відмовостійкість (fault-tolerance) – здатність автоматично, за обмежений час прогнозувати, попереджувати, париувати та відновлювати працездатність після відмов) – визначається як засіб або механізм підтримки усіх складових гарантоздатності, а не як окрема її складова. Такий підхід до відмовостійкості має рацію, оскільки забезпечення певного рівня усіх складових гарантоздатності в умовах розширення множини причин, що можуть викликати відмову (тобто ненадання послуг), потребує реалізації відповідних засобів відмовостійкості.

Системи або процеси (наприклад, обчислення), які мають таку комплексну властивість, можуть називатися гарантоздатними. Питання розробки та використання гарантоздатних систем обговорюються на спеціалізованих національних і міжнародних форумах і конференціях (DSN, SAFECOM, ESREL, PSAM та інш.) вже більш 20 років. З 2004 року всесвітньо відомою науково-технічною корпорацією IEEE, яка відслідковує найбільш важливі тенденції у інформаційних технологіях видається журнал “Dependable and Security Computing”. Означені напрямки науково-

технічних розробок щодо створення гарантоздатних комп'ютерних систем і мереж підтримуються оборонними департаментами США, НАТО і поширюються у бізнес-критичних застосуваннях, а саме е-комерції (Dependable e-services, Internet-commerce) і банківських технологіях високої, продовженої та гарантованої готовності (High, Continuous, Dependable Availability Technologies) [5, 6].

Протягом кількох десятиріч розробка надійних комп'ютерних систем управління для аерокосмічної та інших критичних галузей проводилась підприємствами України, зокрема, такими науково-виробничими об'єднаннями і конструкторськими бюро Харкова як Хартрон, Комунар, НДІРВ, Авіаконтроль та інш. Наукові дослідження і розробки, що підтримували ці проекти, здійснювались спеціалістами кафедри комп'ютерних систем і мереж, інших кафедр Національного аерокосмічного університету «ХАІ».

За останні роки кафедрою комп'ютерних систем і мереж ХАІ разом з спеціалістами НТСКБ «Полісвіт», ЗАТ «Радій», організацій та підприємств Державного комітету ядерного регулювання України – НТЦ ядерної та радіаційної безпеки, Сертцентру АСУ та інш. проведені розробки проєктів КІС для авіаційної техніки та АЕС, галузевих стандартів для Національного космічного агентства України, атомної енергетики, методик проєктування та верифікації відмовостійких систем на програмованих інтегральних схемах над великої інтеграції (ПЛІС), а також інструментальних засобів оцінки критичного програмного забезпечення. Але аналіз вітчизняних та закордонних публікацій показує, що розвиток комп'ютерної та програмної інженерії, пов'язані з їх впровадженням ризику для ККВ, жорсткі умови зовнішнього середовища, зростаючі вимоги до надійності, живучості та безпечності (тобто гарантоздатності взагалі), *актуалізують вирішення комплексної проблеми аналізу та синтезу гарантоздатних систем, розробки методів та інструментальних засобів оцінки та забезпечення складових гарантоздатності КІС ККВ.*

Це обумовлено тим, що більшість розробок з цього питання вирішують окремі задачі як для властивостей КІС (складових гарантоздатності), так і для їх компонент (програмних, апаратних, мережних) і процесів життєво-

го циклу, включаючи незалежну верифікацію та експертизу, що є обов'язковими для критичних застосувань.

2. Мета та етапи досліджень

Мета досліджень, які проводились і проводяться на кафедрі комп'ютерних систем і мереж з розглянутої проблеми, є розробка *теоретичних основ* оцінки та забезпечення, гарантоздатності комп'ютерних систем обробки інформації, управління та контролю критичного застосування, *методів, інструментальних засобів та технологій* проектування, моделювання, оцінки, верифікації та експертизи гарантоздатних аерокосмічних комп'ютерних систем, АЕС, інших систем критичного та бізнес-критичного застосування з урахуванням обмежень, які пов'язані з особливостями їх призначення та побудови (бортових і наземних, відновлюваних і невідновлюваних, розподілених і зосереджених, вбудованих і мобільних), а також факторів зовнішнього середовища (активного або пасивного).

Дослідження проводяться за трьома напрямками, у три етапи.

Перший етап – теоретичні дослідження, спрямовані на створення науково-методичних засад гарантоздатних КІС, загальних методів їх аналізу та синтезу. Необхідність таких досліджень пов'язана з необхідністю формування системних моделей гарантоздатних КІС, комплексних показників їх оцінки, формулювання та вирішення оптимізаційних задач їх створення та реінжинірингу. *Другий етап* – комплексні дослідження щодо розробки методів оцінки (моделювання, верифікації експертизи) та забезпечення гарантоздатності та її складових апаратних, програмних і мережних компонент КІС. *Третій етап* – дослідження та практичні розробки, пов'язані зі створенням інструментальних засобів та інформаційних технологій підтримки прийняття рішень на різних етапах життєвого циклу КІС ККВ з урахуванням вимог до надійності та безпеки (гарантоздатності).

3. Базові ідеї та принципи

Базові ідеї досліджень ґрунтуються на парадигмі побудови *гарантоздатних систем із негарантоздатних компонент* (dependable systems out of undependable components – DSoUC). Вона була сформульована у роботах

кафедри [7, 8] у контексті еволюційного аналізу розвитку проблеми надійності (гарантоздатності) комп'ютерних систем, починаючи з базової праці Джона фон-Неймана [9], де були розроблені принципи побудови "надійних організмів із ненадійних компонент". Парадигма DSoUC була розвинута та частково реалізована стосовно створення гарантоздатних web-систем та систем захисту інформації науковцями кафедри при виконанні проекту "On Developing a General Approach to Analysis and Synthesis of Multiversion Software Systems and Applying it in Emerging Application Domains" за грантом Британського Королівського наукового товариства RS № 16114, 2003-2004pp. та дослідженнях що проводяться разом з спеціалістами університетів Ньюкасла та Лондона [10 – 12]. Вона реалізується через такі принципи.

1. Комплексний аналіз та урахування усіх можливих внутрішніх і зовнішніх факторів, що впливають на гарантоздатність КІС ККВ, а саме:

– *відмов апаратних засобів*, що виникають внаслідок процесів старіння, пасивних та активних екстремальних впливів середовища – космічного простору, сейсміки та ін.;

– *відмов програмних компонент* через дефекти, що вносяться при розробці, не виявляються при тестуванні та проявляються при використанні, а також через інші аномалії;

– активних і пасивних *інформаційних втручань* різного характеру – вірусів, закладок, спаму, цілеспрямованих та випадкових атак та ін.;

– *відмов внаслідок помилок обслуговуючого персоналу* систем.

2. Визначення системних зв'язків між складовими гарантоздатності КІС. Проведений аналіз показує, що вони знаходяться у складних суперечливих відносинах, оскільки підсилення однієї складової може призвести до зменшення показників іншої [10]. Наприклад, це стосується пари "готовність – безпечність (security)", оскільки підвищення інформаційної захищеності КІС, з одного боку, підвищує готовність до надання послуг внаслідок зменшення імовірності відмов при зовнішніх втручаннях, з іншого, - зменшує її через необхідність періодичного проведення моніторингу та оновлення системи захисту, що потребує додаткових непродуктивних витрат часу.

3. Впровадження технологій її забезпечення на базі принципів, об'єднаних концепцією "ЗБ" [13]:

– *багатоверсійності*, тобто створення резервованих систем, в яких резервні канали реалізують різні за математичними моделями, архітектурою, програмно-апаратними засобами, але адекватні за функціями, що виконуються, версії. Системи, в яких реалізується цей принцип, називаються багатоверсійними системами, а технології створення (розробки, виробництва, випробувань) та застосування за призначенням, в яких застосовують різні види диверсності (версійної надмірності) процесів та продуктів, – багатоверсійними технологіями. Принцип N-версійного програмування для зменшення рівня залишкових дефектів у програмному забезпеченні та надання йому у такий спосіб відмовостійкості було запропоновано у [14]. Далі він був поширений у принцип проектного різновиду і зафіксований у нормативних національних і міжнародних нормативних документах щодо вимог до систем безпеки АЕС. Основи теорії багатоверсійних систем та методи їх розробки надані в монографіях [15, 16];

– *багатопараметричної адаптації*, що базується на методах управління динамічною реконфігурацією архітектури системи за кількома параметрами залежно від кількості, виду відмов апаратних та програмних компонент, режимів функціонування та наявності ресурсів для відновлення працездатності. Прикладами такої адаптації є версійно-структурна (версійно-порогова), ярусно-порогова, структурно-просторова та інші види адаптації [15, 17-19], які надають можливість змінювати поріг спрацьовування відновлювальних органів, кількість версій, що реалізуються, ярусну та логічну структуру систем залежно від номенклатури відмов та умов функціонування і таким чином підвищувати безвідмовність та інші складові гарантоздатності;

– *багатоступеневої керованої деградації та відновлення*. Цей принцип реалізується у системах, що припускають можливість зниження якості функціонування при накопиченні одно- та багатократних відмов внаслідок внутрішніх та зовнішніх екстремальних факторів. Він полягає у динамічному перерозподілі ресурсів системи для мінімізації рівня деградації при відмовах компонент, що дозволяє максимізувати показники живучості при певних обмеженнях. У [20, 21] розроблені математичні моделі, методи та

програмно-технічні засоби реалізації багатоступеневої керованої деградації та відновлення.

Таким чином, означені принципи надали змогу сформулювати та перевірити наукову гіпотезу щодо можливості побудови гарантоздатних (надійних і безпечних) систем з програмних, апаратних, мережних компонент і підсистем з обмеженою надійністю та безпечністю шляхом використання процесно-продуктної диверсності при розробці, моделюванні та оцінці (верифікації та експертизі), багатопараметричної адаптації архітектурних параметрів до кількості і номенклатури відмов і динаміки зовнішнього середовища та мінімізації (керування) деградації за рахунок перерозподілу системних ресурсів та гнучких стратегій відновлення. Ця гіпотеза знайшла своє певне підтвердження на попередніх етапах досліджень та розробок і дозволяє обґрунтувати їх подальші напрями.

4. Основні наукові результати

1. Проведено аналіз впливу надійності комп'ютерних систем та їх компонент на безпеку ракетно-космічних комплексів. На підставі аналізу причин аварій та катастроф ракетно-космічної техніки за останні 40 років створена база даних і визначені головні ризики, пов'язані з використанням комп'ютерних технологій у цій галузі. Показано, що кожний сотий пуск закінчується аварією внаслідок дефектів програмного забезпечення, а кожна п'ята аварія викликана відмовою комп'ютерних систем управління [22, 23].

2. Запропоновані принципи еволюційного такого аналізу проблеми надійності КІС у системі координат "властивості компонент – властивості систем" [7]. Проведений аналіз розвитку принципів методів і засобів побудови надійних систем із ненадійних елементів на основі фон-неймановської парадигми та її модифікацій (дефектостійких систем з дефектних апаратних та програмних компонент, безпечних систем із небезпечних елементів та інш). Обґрунтовано і сформульовано її сучасне представлення щодо комп'ютерних систем як парадигми гарантоздатних систем із негарантоздатних компонент. Проведене її пророблення для web-систем. Запропоновані гарантоздатні (надійні, безпечні, відмовостійкі) архітектури web-сервісів та проведено їх моделювання з урахуванням типів

відмов web-компонент [24].

3. Проведено класифікацію та аналіз видів процесної та продуктної диверсності при створенні КІС для критичних застосувань. Запропоновані багатoversійні технології проектування програмного забезпечення, що базуються на моделі життєвого циклу багатoversійного ПЗ, метриках диверсності та моделях генерації розповсюдження появи та усунення дефектів. Досліджені моделі багатoversійних систем з урахуванням значень метрик диверсності [25, 26]. Розроблені інструментальні засоби імітаційного моделювання та підтримки розробки багатoversійного ПЗ [27].

4. Розроблено графо-подійні моделі одно- та багатoversійних систем аварійного захисту АЕС та досліджено вплив відносних, групових і абсолютних дефектів програмного забезпечення на їх надійність та безпеку. Запропоновано комплексний метод оцінки надійності та верифікації багатoversійних ІУС важливого для безпеки АЕС [28]. Розроблені елементи теорії багатoversійних цифрових автоматів (БЦА), що мають підвищені властивості самоперевірки та відмовостійкості за умов фізичних дефектів та дефектів проектування [16]. Запропоновано абстрактні моделі БЦА, варіанти їх реалізації при структурно-аналітичній диверсності. Проведено експериментальні дослідження БЦА в умовах одиничних і кратних відмов.

5. Надано системний аналіз, запропоновані базові моделі та архітектури гарантоздатних комп'ютерних систем на основі дослідження варіантів комплексування принципів багатoversійності, захисту інформації (security) та відмовостійкості. Проведено теоретичні та експериментальні дослідження систем захисту (забезпечення) конфіденційності та цілісності. Зокрема, експериментально доведено доцільність використання двох-versійних цифрових підписів [29].

6. Розроблено клас відмовостійких FPGA-систем (на основі програмованих логічних схем) з гібридним резервуванням. Досліджені аналітичні та імітаційні моделі систем на кристалі (systems on chip ? SOC) при кластерних відмовах логічних комірок. Запропоновано структурно-просторовий підхід до моделювання, розробки та адаптації FPGA-SOC до відмов [30]. Розроблено алгоритмічні та програмні засоби генерації кластерних відмов, конфігурування структур та їх дослідження. Отримано два сертифікати Фонду алгоритмів і програм [31, 32].

7. Розроблені методи профілювання та надійного проектування комп'ютерних мереж для критичних застосувань при використанні відкритих мережних технологій. Побудовані мережні профілі для інформаційно-управляючих систем критичного застосування (АЕС), методики оцінки та забезпечення відповідності профілям на рівні структурованих кабельних систем, розроблені моделі життєвого циклу комп'ютерних мереж та інструментальні засоби їх проектування з урахуванням вимог до надійності та живучості [33 – 35].

8. Розвинуто компонентно-орієнтований підхід до проектування та оцінки ризиків КІС для критичних застосувань з використанням раніше розроблених (Of-The-Shelf) компонент, у тому числі комерційних апаратних та програмних засобів (COTS-компонент) [36]. Надано їх класифікацію і аналіз варіантів обміну та перетворення таких компонент між комерційними (COTS) та критичними (CrOTS) застосуваннями [37]. Проаналізовані можливості і доведена доцільність забезпечення безвідмовності та стійкості до факторів космічного середовища бортових КІС для комерційних проектів на базі IOTS-підходу, тобто використання компонент класу Industry, що дозволяє мінімізувати витрати при виконанні вимог до надійності та безпеки [38]. Проведено порівняльний аналіз аварій та інцидентів у ракетно-космічній галузі та у атомній енергетиці внаслідок недостатньої верифікації проектів при використанні OTS-компонент [39].

9. Розроблено моделі стійких до зовнішніх втручань (intrusion-tolerant) інформаційно-пошукових систем (ІПС), що функціонують в умовах впливів на різні алгоритмічні компоненти ІПС [40] та реалізують багатоверсійні технології.

10. Проведена систематизація імовірнісних моделей надійності програмних засобів і запропоновано графові-матричний метод її оцінки [41]. Розроблено метрико-імовірнісний метод оцінки якості та надійності програмного забезпечення та інструментальні засоби його підтримки [42]. Подано заявку на патент України на систему оцінки якості ієрархічних об'єктів. Проведено практичне відпрацювання цього методу при оцінці надійності бортових операційних систем, програмного забезпечення КІС АЕС, комерційних телекомунікаційних систем. Запропоновано комплекс

багатофрагментних марковських моделей оцінки надійності відновлюваних ПЗ з урахуванням зміни параметрів потоків відмов і відновлень [20].

11. Розроблено теоретичні та нормативно-методичні засади побудови інструментальної системи підтримки незалежної верифікації та експертизи критичного програмного забезпечення (систем профілювання та оцінювання) [43]. Проведено прототипування та розроблені інструментальні засоби побудови та аналізу профілів і метричного оцінювання [44]. Розроблені галузеві стандарти і стандарт підприємства щодо методів оцінки якості програмного забезпечення аерокосмічних систем.

12. Розроблено аналітичні (комбінаторно-імовірнісні та марковські) та імітаційні моделі живучих систем обробки інформації та управління з багатоступеневою деградацією [20, 45, 46]. З урахуванням специфіки авіаційних комплексів проведені розробка та дослідження потенційно живучих систем на основі моделей номінальних функціональних структур. Запропоновано методику оцінки потенційної живучості бортових інформаційно-управляючих систем шляхом аналізу критичності функцій підсистем і можливості перерозподілу ресурсів при відмовах [47].

13. Проведена розробка, моделювання та дослідження класу багатоканальних дубльованих систем (БДС), що базуються на STRATUS-технологіях. Розроблені структурно-компонентні моделі, доведені твердження та теоремі щодо властивостей контролездатності, діагностованості та відмовостійкості одно- та багатоверсійних БДС. Досліджені марковські моделі готовності БДС при різних стратегіях відновлення. Запропоновано інформаційну технологію (технологію гарантованої готовності) побудови гарантоздатних систем на принципах адаптації, багатоверсійності та гнучкого відновлення [48]. Доведені переваги розроблених архітектур відносно штатних ІУС, важливих для безпеки АЕС. Отримано патент України на винахід “Резервована система” [49].

14. Розроблено моделі станів, подій та оцінки відмовобезпечних інформаційно-управляючих систем. Визначені та досліджені класи похибок першого-четвертого роду для відмовобезпечних КІС. Запропоновані алгоритмічні методи оперативного відновлення їх працездатності та проведено імітаційне моделювання за допомогою розробленого програмного комплексу [50].

15. Розроблені та досліджені моделі та методи комбінованого структурно-версійно-часового резервування систем, важливих для безпеки, при кратних і парних відмовах апаратних і програмних засобів. Запропоновано метод вибору відмовостійких структур на основі побудови та аналізу пріоритетних рядів з використанням методів детермінованого, імовірнісного та експертного аналізу [51, 52].

16. Проведено аналіз доцільності використання принципу диверсності для систем захисту інформації. Сформовано клас так званих SDOD (Security-Diversity Oriented Decisions)-рішень, в яких завдяки його використанню забезпечується відмовостійкість та безпека (security). Надано варіанти та експериментально підтверджена доцільність впровадження структур, що реалізують двохверсійний цифровий підпис [29].

17. Одержані моделі, що базуються на принципі багатOVERсійності, за допомогою яких є можливим підвищити криптографічну стійкість систем захисту інформації з точки зору забезпечення її конфіденційності. Запропоновані підходи базуються на сумісному використанні симетричних та несиметричних криптоалгоритмів для криптографічних перетворень повідомлень та ключових параметрів за різними способами [29].

Означені результати були отримані при виконанні держбюджетних та госпдоговірних НДР, договорів про науково-технічну співпрацю з підприємствами та організаціями м. Харкова, України та інших країн.

5. Забезпечення рівня наукових результатів

Світовий рівень отриманих результатів досліджень підтверджується тим, що вони:

- пройшли експертизу та включені до програм Європейських і всесвітніх конференцій з питань розробки комп'ютерних систем і технологій, забезпечення їх надійності та безпеки COMPSAC-2002 (Оксфорд, Англія), PSAM-2000 (Осака, Японія), 2002 (Пуерто-Ріко, США), MAPLD-2001-2003 (Меріленд, США), ESREL-1999 (Мюнхен, ФРН), 2001 (Флоренція, Італія), 2004 (Берлін, ФРН) 2004 (Гданськ, Польща), DSN-2004 (Флоренція, Італія) та ін.;

- опубліковані у збірках праць означених конференцій, рейтингових

журналах, а також у колективній монографії “Dependable Architectures of Computing Systems”, що прийнята до видання у видавництві “Шпрингер”, ФРН. Отримано Сертифікат визнання журналу “Systems and Software”, Elsevier Publishing- Amsterdam – New-York, 2003р.);

– увійшли складовою до проекту «Багатоверсійний підхід до створення програмних систем і його розвиток для нових застосувань», виконаного у 2003-2004 за грантом, наданим Британським королівським науковим товариством;

– опубліковані у 2004 – 2005 роках у науково-технічних звітах сумісно з університетами Ньюкасла та Лондона (Великобританія) [10, 11];

– використані при підготовці у 2003 – 2005 роках проектів 2 галузевих стандартів за замовленням Національного космічного агентства України, в яких надаються вимоги та методи оцінки якості програмного забезпечення для КІС космічних комплексів і стандарту підприємства, що регламентує процеси розробки, верифікації та сертифікації програмного забезпечення бортових авіаційних систем;

– реалізовані у вигляді технічних і програмних рішень, захищених патентами і сертифікатами [31, 32, 49].

Наукові і практичні результати досліджень обговорюються на протязі 2001 – 2005 років на постійно діючому науково-технічному семінарі “Критичні комп’ютерні системи та технології” (<http://k503.xai.edu.ua/>), який має статус Всеукраїнського. На 30 засіданнях було заслухано понад 60 доповідей фахівців з України (Києва, Харкова, Донецька, Севастополя, Кіровограда, Полтави, Черкас, інших міст), Росії, Молдови, що представляють університети, науково-технічні центри, конструкторські бюро, приватні фірми –розробники інформаційних технологій.

6. Практичне використання наукових результатів

Практична цінність отриманих результатів полягає в тому, що вони забезпечили розробку інформаційних технологій та конкретних програмно-технічних рішень та підвищення достовірності оцінки верифікації та експертизи програмних засобів, комп’ютерних систем і мереж для аерокосмічних комплексів АЕС, інших критичних застосувань, їх гарантоздатності (безвідмовності, готовності та безпеки) у контексті виконання держав-

них планів і національних програм розвитку космічної галузі, транспорту, атомної енергетики. Їх подальше впровадження забезпечить зниження ризиків аварій ті катастроф критичних систем внаслідок зменшення імовірності невиявлених дефектів програмних засобів, можливості оперативного парирування відмов апаратних і програмних засобів, відмов внаслідок зовнішнього втручання та дії екстремальних факторів середовища. Розроблені технології, технічні рішення та інструментальні засоби є конкурентноздатними і можуть забезпечити пріоритетність України у наукоємних інформаційних галузях, пов'язаних з критичними застосуваннями та їх комерційними аналогами.

Результати досліджень реалізовані у 2001 – 2005 роках на підприємствах і конструкторських бюро авіаційно-космічної, енергетичної та інших галузей, організаціях і установах, які спеціалізуються на розробці, виробництві, випробуваннях, нормуванні безпеки та проведенні експертизи критичного програмного забезпечення, комп'ютерних систем і мереж, а саме при: створенні інтегрованого інструментального середовища підтримки експертизи та незалежної верифікації ПЗ систем критичного застосування (Сертифікаційний центр АСУ Держцентракості ДКЯРУ, 2002-2005pp.); розробці галузевих нормативних вимог до якості програмного забезпечення й програмно-технічних комплексів критичного застосування для ракетно-космічної техніки, гармонізованих з нормативною базою Європейської кооперації по стандартизації космічної діяльності (ECSS) (Сертцентр АСУ Держцентракості ДКЯРУ, 2003 – 2005pp.); розробці методів і засобів забезпечення відмовобезпеки цифрових систем контролю та управління АЕС при використанні програмованих ВІС (ЗАТ "Радій", 2003-2005pp.); розробці авіаційних відмовостійких систем з використанням ПЛІС-технологій (НТСКБ "Полісвіт", 2001 – 2005pp.) та ін.

Відповідно до договору про науково-технічну співпрацю з представництвом фірми "General Electric Fanuc"(м. Москва) та Хартеп (м. Харків) створена експериментальна база для навчання студентів та науково-технічних розробок сучасних вбудованих мікроконтролерних систем для енергетики та інших галузей.

Результати досліджень реалізовані у *навчальному процесі* при підготовці фахівців за спеціальностями «Комп'ютерні системи та мережі», «Сис-

темне програмування», “Спеціалізовані комп’ютерні системи” у вигляді монографій [16, 53 – 54] підручників [20, 55, 56], конспектів лекцій, навчально-методичних посібників [57 – 59], у спецкурсах і лабораторно-дослідницьких заняттях, курсових, бакалаврських і магістерських кваліфікаційних роботах і дипломних проектах, при розробці планів і програм післядипломної освіти.

Крім того, у монографіях [60, 61] опубліковані результати, пов’язані з проблематикою управління проектами для критичних застосувань, що базуються на принципах, які апробовані для задач оцінки та управління якістю програмного забезпечення [53, 58, 62, 63].

За результатами досліджень у 2003 – 2005 роках захищено 7 кандидатських дисертацій, 12 магістерських робіт. У 2005 – 2007 роках планується *підготувати та захистити* 2 докторські, 8 кандидатських дисертацій, 15 магістерських робіт.

7. Напрямки подальших досліджень

Подальші дослідження планується проводити за такими напрямками.

1. *Розробка теоретичних основ гарантоздатних комп’ютерних систем*, а саме: системний аналіз властивості гарантоздатності комп’ютерних систем і мереж та взаємовпливу її складових; аналіз шляхів зменшення ризиків аварій аерокосмічної техніки, пов’язаних з відмовами комп’ютерних систем та шляхів підвищення їх гарантоздатності; розробка узагальнених моделей гарантоздатних систем та показників гарантоздатності.

2. *Розробка методів оцінки та забезпечення якості та надійності, інструментальної підтримки верифікації та експертизи критичного програмного забезпечення*: удосконалення методів і технологій профілювання програмного забезпечення і комп’ютерних систем для аерокосмічних, енергетичних та інших застосувань; розробка та дослідження методів метричної оцінки та управління якістю критичного програмного забезпечення, моделей якості вимог до програмного забезпечення; удосконалення методів та інструментальних засобів метрико-ймовірнісної оцінки надійності програмного забезпечення та їх експериментальне дослідження; розробка моделей багатоверсійного життєвого циклу, дослідження метрик

диверсності реальних проєктів, технологій створення відмовостійкого програмного забезпечення з використанням процесно-продуктної версійної надмірності.

3. *Розробка методів і засобів оцінки та забезпечення відмовостійкості та живучості конфігурованих апаратних засобів для вбудованих (бортових) комп'ютерних систем управління реального часу з програмованою логікою (ПЛІС, систолічних процесорних матриць та ін.):* систематизація та аналіз варіантів побудови відмовостійких комп'ютерних систем управління за технологіями CPLD, FPGA, мікроконтролерними технологіями та їх сумісними рішеннями; моделювання відмов ПЛІС-структур в умовах зовнішніх факторів космічного простору; розвиток теорії та експериментальне дослідження багатoversійних цифрових пристроїв з програмованою логікою та технологій їх проєктування; розробка методів верифікації ПЛІС-проєктів для критичних застосувань.

4. *Розробка та дослідження принципів створення гарантоздатних комп'ютерних систем і технологій гарантованої готовності:* аналіз варіантів розвитку та комплексування принципів багатoversійності, багатопараметричної адаптації та керованої багатоступеневого відновлення; дослідження шляхів, методів оцінки та зниження ризиків використання Of-The-Shelf - компонент для критичних застосувань; аналіз НА-, СА- технологій та розробка технологій гарантованої готовності.

5. *Розробка методів інструментальної підтримки проєктування та модернізації комп'ютерних мереж для критичних застосувань:* удосконалення моделей життєвого циклу комп'ютерних мереж для критичного застосування, що будуються з використанням відкритих мережних технологій та стандартів; систематизація варіантів та розробка моделей функціонального, просторового та надійнісного реінжинірингу комп'ютерних мереж; розробка методів профілювання та інформаційної технології оцінки та вибору профілів комп'ютерних мереж для критичних застосувань; дослідження методів оцінки та забезпечення надійності та живучості комп'ютерних мереж для критичного застосування.

6. *Розробка та дослідження гарантоздатних Web-систем:* моделювання Web-додатків, побудованих з використанням інтегрованих Web-сервісів, що функціонують в умовах відмов апаратних, програмних ком-

понент та зовнішніх втручань; розробка методів оцінки та забезпечення гарантоздатності інтегрованих Web-сервісів з використанням принципів диверсності; розробка та експериментальне дослідження гарантоздатних архітектур Web-систем; розробка моделей та дослідження гарантоздатних інформаційно-пошукових систем.

7. *Розробка та дослідження моделей та засобів забезпечення захисту інформації на основі багатоверсійних технологій*: систематизація та аналіз можливих варіантів застосування багатоверсійних технологій в системах захисту інформації; розробка методів забезпечення цілісності та конфіденціальності з використанням принципу диверсності; програмно-апаратна реалізація засобів забезпечення захисту інформації на основі багатоверсійних технологій; експериментальне дослідження моделей та засобів забезпечення захисту інформації на основі багатоверсійних технологій.

Закінчення

1. Проблема розробки та дослідження гарантоздатних комп'ютерних систем є однією з ключових проблем розвитку сучасних інформаційних технологій, оскільки її вирішення є визначальним для безпеки аерокосмічних, енергетичних, інших критичних застосувань та конкурентоспроможності комерційних рішень, що базуються на використанні складних інформаційних, інформаційно-управляючих системах розподілених обчисленнях, мережі Інтернет.

2. Наукові та практичні результати, отримані на протязі останніх років фахівцями кафедри комп'ютерних систем і мереж у співдружності з науковцями інших країн та вітчизняними розробниками КІС для авіаційних, космічних систем, інформаційно-управляючих систем АЕС, дозволили підвищити надійність та безпеку КІС та ККВ, повноту та достовірність оцінки якості програмного забезпечення і таким чином зменшити ризики аварій та катастроф. Вони створили підґрунтя для подальших досліджень та впровадження їх результатів.

3. Напрямки проведення подальших досліджень та очікувані результати: *теоретичні основи, моделі та методи* оцінки та забезпечення гарантоздатності комп'ютерних систем; *методики, алгоритми, програмні та ін-*

струментальні засоби моделювання, розробки, верифікації та експертизи програмного та апаратного забезпечення гарантоздатних аерокосмічних КІС, інших КІС ККВ з урахуванням обмежень, які пов'язані з особливостями їх використання (бортових або наземних, відновлюваних або невідновлюваних, розподілених або зосереджених, факторів агресивного активного або пасивного середовища); патентоздатні технічні рішення засобів забезпечення гарантоздатності (безвідмовності, готовності та безпеки) КІС; нормативно-методичні документи для авіаційної, ракетно-космічної та енергетичної галузей, стандартів підприємств; навчальні програми, підручники, посібники для відповідних навчальних дисциплін підготовки бакалаврів, магістрів, аспірантів, докторантів.

Література

1. Avizienis A., Laprie J.-C., Randoll B. Fundamental Concepts of Dependability // Technical Report: UCLACSD Report no. 010028, LAAS Report no. 01-145, Newcastle University Report no. CS-TR-739. – 2002. – 31 p.
2. Avizienis A., Laprie J.-C. Dependability Computing: From Concepts to Design Diversity // Proceeding of the IEEE. – 1986. - № 5. – P. 629 – 638.
3. Харченко В.С. Многоальтернативные системы и обеспечение гарантоспособности. – Х.: Ин-т проблем машиностроения АН Украины, 1989 – 33 с.
4. Харченко В.С. Модели и свойства отказоустойчивых многоальтернативных систем // Автоматика и телемеханика. – 1992. – № 12. – С. 140 – 147.
5. Barlett W., Spainhower L. Commercial Fault Tolerance: A Tale of Two Systems // IEEE Transactions on Dependable and Security Computing. – 2004. – Vol. 1, № 3. – P. 87 – 96.
6. Харченко В.С., Асидех Ф.А. STRATUS-системы для энергетических комплексов гарантированной готовности: компонентная модель, свойства и метод адаптации // Вісник Харківського державного технічного університету сільського господарства. – Х.: Міністерство аграрної політики України. – Вип. 27, том 2. – С. 207 – 210.
7. Харченко В.С. От безотказных цифровых устройств к гарантоспособным Веб-системам: эволюция парадигм, методов и средств // Труды Международной конференции «СИЭТ-2004», Одесса. – 2004. – С. 15 – 17.

8. Харченко В.С. От безотказности электронных устройств к гаранто-способности web-систем // Контрольно-измерительные приборы и автоматика. – 2004. – № 9. – С. 4 – 10.

9. Фон-Неман Дж. Вероятностная логика и синтез надежных организмов из ненадежных компонент // Автоматы. – М.: ИЛ, 1956. – С. 68 – 139.

10. CS-TR: 863 Development of Dependable Web Services out of Undependable Web Components / A. Gorbenko, V. Kharchenko, P. Popov, A. Romanovsky, A. Boyarchuk. School of Computing Science, University of Newcastle, Oct. 2004. – 36 p.

11. CS-TR: 879 Dependable Composite Web Services with Components Upgraded Outline: Solutions, Model and Implementation / A. Gorbenko, V. Kharchenko, P. Popov, A. Romanovsky. School of Computing Science, University of Newcastle, Dec. 2004. – 25 p.

12. V. Kharchenko, P. Popov, A. Romanovsky. On Dependability of Composite Web Services with Components Upgraded Online / Proceedings of Workshop on Architecting Dependable Systems (DSN), Florence, Italy, 30 June, 2004. – P. 14 – 20.

13. Харченко В.С., Токарев В.И. Проектирование отказоустойчивых и живучих компьютерных систем управления на основе концепции “3М” // Вісник Технологічного університету Поділля. – 2003. – № 3. – С. 29 – 32.

14. Avizienis A. The N-Version Approach to Fault-Tolerant Software // IEEE Trans. on Software Engineering. – 1985. – Vol. SE-11, № 12. – P. 1491 – 1501.

15. Харченко В.С. Теоретические основы дефектоустойчивых цифровых систем с версионной избыточностью. – Х.: МО Украины. – 1996. – 506 с.

16. Харченко В.С. и др. Многоверсионные системы, технологии и проекты / Под ред. В.С. Харченко. – Х.: МОНУ, 2003. – 528 с.

17. Kharchenko V.S., Tarasenko V.V. The Multiversion Design Technology of an Onboard Fault-Tolerant FPGA Devices // Proceedings of Military and Aerospace Applications of Programmable Devices and Technologies Conference (MAPLD), Laurel, Maryland, USA, September, 11 – 13, 2001.

18. Kharchenko V.S., Sklyar V.V. On-Board Device and System Architectures with the Version-Threshold Adaptation to Hardware and Software Faults // Proceedings of MAPLD, Maryland, USA, September, 12 – 15, 2002.

19. Ushakov A.A., Kharchenko V.S. Fault-tolerant on-board PLD-systems: a space-structural simulation and methods of adaptation // Radioelectronics & informatics. Proceedings of East-West Design & Test Conference (EWDTC-2003). – 2003. – № 3. – P. 100 – 106.

20. Барбаш І.П., Благодарний М.П., Харченко В.С. т. ін. Основи цифрових систем. Підручник / За ред. В.С. Харченка, М.П. Благодарного. – Х.: МОНУ, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є.Жуковського. – 2003. – 562 с.

21. Харченко В.С., Мухаметов З.Г., Токарев В.И. Метод оценки и выбора живучих структур многоярусных резервированных систем обработки информации АСУ // Моделювання та інформаційні технології. – К.: Інститут проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАНУ. – 2003. – Вип. 22. – С. 219 – 222.

22. Харченко В.С., Скляр В.В., Тарасюк О.М. Анализ рисков аварий для ракетно-космической техники: эволюция причин и тенденций // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – Х.: НАКУ «ХАІ». – 2003. – Вип. 3. – С. 135 – 149.

23. Харченко В.С., Скляр В.В., Тарасюк О.М. Надёжность компьютерных систем и безопасность аэрокосмической техники // Авиационная и ракетно-космическая техника и технология. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2004. – № 1. – С. 28 – 37.

24. Харченко В.С., Горбенко А.В., Боярчук А.В., Мамутов С.С., Михайличенко А.И. Инструментальная платформа для создания гарантоспособных композитных web-сервисов "INDECS" // Труды международной конференции "Информационные технологии в науке, производстве, образовании". – Х. – 2005, 24 – 26 марта. – С. 35 – 37.

25. Kharchenko V., Yastrebenetsky M., Sklyar V. Diversity Assessment of Nuclear Power Plants Instrumentation and Control Systems // Proceedings of ESREL-PSAM Conference. – Berlin. – June, 2004. – P. 1351 – 1356.

26. Скляр В.В. Анализ метрик многоверсионности программного обеспечения // Электронное моделирование. – 2004. – Т. 26. – № 4. – С. 95 – 104.

27. Волковой А.В., Скляр В.В., Харченко В.С. Метод формирования моделей многоверсионного жизненного цикла для программных проектов

// Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – 2004. – №2 (46). – С. 40 – 44.

28. Скляр В.В., Токарев В.И. Метод оценки и выбора вариантов структур информационных и управляющих систем // Моделювання та інформаційні технології. – К.: Інститут проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАНУ. – 2004. – Вип. 26. – С. 184 – 187.

29. Лысенко И.В., Халин М.В., Харченко В.С. Анализ и разработка методов и средств защиты информации с использованием многоверсионных технологий // Отчет о НИР Г503-42/2003. – Х.: ХАИ, 2003. – С. 415 – 445.

30. Ushakov A.A., Kharchenko V.S. Methods of Modeling and Error-Tolerant Design of Dependable Embedded SOPC/FPGA-Decisions by Use of Multiversion Technology // Proceedings of East-West Design and Test Workshop (EWDTW'04). – Yalta, Alushta, Crimea, Ukrain, 2004. – P. 172 – 178.

31. Свідоцтво № 10393 про реєстрацію автор. права на комп'ютерну програму «Настраиваемый генератор кластерных отказов логических ячеек программируемых логических интегральных схем» / Ушаков А. О., Якимець Н. В. Видано Держ. департаментом інтелектуальної власності 24.06.2004.

32. Свідоцтво № 11145 про реєстрацію авторського права на комп'ютерну програму «Инструментальное средство поддержки имитационного моделирования устойчивости цифровых устройств на программируемых логических интегральных схемах к отказам различных конфигураций» / Ушаков А. О., Якимець Н. В. Видано Держ. департаментом інтелектуальної власності 23.09.2004.

33. Kharchenko V.S., Gorbenko A.V. FME(C)A Technique of Assessment and Ensuring of a Corporate Computer Network Fault-Tolerance and Safety // Proceedings of 6th Probabilistic Safety Assessment and Management Conference, Puerto Rico, 2002. – P. 96 – 102.

34. Горбенко А.В., Харченко В.С. Оценка структурной надёжности резервированных структурированных кабельных систем при многократных отказах // Технология приборостроения. – 2001. – № 1-2. – С. 189 – 193.

35. Gorbenko A.V., Kharchenko V.S., Hlestkov V.I. Reliability of computer networks based on open standards: requirements, methods of analysis and means of ensuring // Foreign Radioelectronics. – 2003. – № 6. – P. 22 – 41.

36. Харченко В.С., Скляр В.В., Кожемяченко В.Г. Классификация и профилирование OTS-продуктов для компьютерных систем управления // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2003. – Вип. 2. – С. 38 – 44.

37. Харченко В.С., Харченко К.В. COTS- и CrOTS-подходы к повышению эффективности критических и коммерческих IT-проектов // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2002. – Вип. 2(18). – С. 252 – 258.

39. Харченко В.С., Скляр В.В. Верификация и оценка качества программных OTS компонент для информационных и управляющих систем энергетических комплексов // Вісник Харківського державного технічного університету сільського господарства. – Х.: ХДТУСГ. – 2003. – Вип. 19, Т. 2. – С. 123-128.

40. Садовский А.А. Использование многоверсионных технологий для повышения отказоустойчивости поисковых систем // Отчет о НИР Г503-42/2003. – Х.: ХАИ. – 2003. – С. 510 – 525.

41. Kharchenko V.S., Tarasyuk O.M., Sklyar V.V., Dubnitsky V.Yu. The Method of Software Reliability Growth Models Choice Using Assumptions Matrix // Proceedings of 26th Annual International Computer Software and Applications Conference “COMPSAC’2002”, Oxford, England.– 2002.– P. 541 – 546.

42. Тарасюк О.М. Метод комплексной метрико-модельной оценки качества и надежности программного обеспечения // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 2. – С. 105 – 111.

43. Konorev B.M., Kharchenko V.S., Chertkov G.N. Tool-associated system supporting expertise and independent verification of critical software: development and implementation approaches // Information technologies and safety, Proceedings of Institute of Problems in Registration of Information, NASU, Kyiv. – № 4, 2003. – P. 85 – 91.

44. Kharchenko V.S., Sklyar V.V. Monte-Carlo simulation of the unmanned multiversion systems // Proceedings of International Conference of Monte-Carlo Simulation, Monte-Carlo, Monaco, June 18-21, 2000. – P. 33 – 34.

45. Kharchenko V.S. The Probabilistic Assessment of Survivability and Safety of an Unmanned Control Systems with Multistage Degradation by Use of QD-diagrams // Proceeding of 5th International Conference on Probabilistic

Safety Assessment and Management, Osaka, Japan, 27 November, 27 - December, 1, 2000, vol.1. – P. 525 – 531.

46. Kharchenko V.S., Cherepakhin D.A. Risk Analysis of Control Systems by Use of QD-diagrams and FMECA-approach // Proceedings of 12th European Conference on Safety and Reliability, Turin, Italy, September, 16-20, 2001.

47. Харченко В.С., Бородавка Н.П. Формализованное представление номинальной функциональной структуры для анализа живучести бортовых ИУС // Моделювання та інформаційні технології. – К.: Інститут проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАНУ. – 2004. – Вип. 26. – С. 206 – 217.

48. Харченко В.С., Асидех Ф.А., Лисенко И.В. Марковские модели готовности восстанавливаемых STRATUS-систем // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 4. – С. 216 – 226.

49. Патент України №71083 від 16.09.2004. Пристрій для контролю та реконфігурації резервованої системи, МПК H05K10/00, G06F15/16/ Харченко В.С., Асидех Ф.А.

50. Харченко В.С., Скляр В.В., Аль-Тарази А.Х.. Теоретико-множественные модели отказоустойчивых ИУС с учетом их влияния на безопасность // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – Х.: НАКУ "ХАІ". – 2004. – № 2. – С. 67 – 74.

51. Kharchenko V., Shurigin O. Deterministic assessment of fault-tolerant duplicated computing structures with combined redundancy // Engineering Simulation. – 2001. – №3. – P. 31 – 38.

52. Харченко В.С., Токарев В.И., Шурыгин О.В. Анализ влияния ошибок контроля на безопасность резервированных систем управления критическими объектами // Тр. конф. «Информационно-управляющие системы на транспорте». – Алушта. – 2003. – С. 121 - 122.

53. Методы моделирования и дискретной оптимизации вычислительных систем реального времени / В.Я. Жихарев, С.В. Листровой, В.С. Харченко и др. Под ред. В.Я. Жихарева. – Житомир: Изд-во ЖГУ. – 2004. – 494 с.

54. Информационно-управляющие системы АЭС: проблемы безопасности / М.А. Ястребенецкий, В.Н. Васильченко, В.С. Харченко и др. Под ред. М.А. Ястребенецкого. – К.: Техника, 2004. – 502 с.

55. Надійність цифрових систем. Підручник / В.С. Харченко, В.М. Ілюшко, В.Я. Жихарєв та ін. За ред. В.С. Харченка, В.Я. Жихарєва. – Х.: Національний аерокосмічний університет. – 2005. – 570 с.

56. Надійність цифрових систем. Підручник / В.С. Харченко, Є.А. Артеменко, В.М. Ілюшко та ін. За ред. В.С. Марченка, В.М. Ілюшка. – Х.: Національний аерокосмічний університет. – 2005. – 654 с.

57. Лысенко И.В. Основы безопасности и защиты информации в компьютерных системах: Конспект лекцій. – Х.: Мин. образования и науки Украины. – 2004. – 110 с.

58 Харченко В.С., Склад В.В., Тарасюк О.М. Методы моделирования и оценки качества и надежности программного обеспечения: Учебное пособие. – Х.: Мин. образования и науки Украины. – 2004. – 159 с.

59. Харченко В.С., Тарасенко В.В., Ушаков А.А. Встроенные отказоустойчивые цифрові системи с программируемой логикой: Учебное пособие. – Х.: Мин.образования и науки Украины. – 2004. – 188 с.

60. Дружинин Е.А., Жихарев В.Я., Харченко В.С. и др. Научно-методическое обеспечение управления сложными проектами. – К.: Техника, 2002. – 369 с.

61. Бабынин И.М., Жихарев В.Я., Харченко В.С. и др. Применение методов искусственного интеллекта в управлении проектами / Под ред. А.Ю. Соколова. – Х.: Мин.образования и науки Украины. – 2002. – 474 с.

62. Харченко В.С., Тарасюк О.М. Использование радиальных метрических диаграмм для оценки характеристик программного обеспечения // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.– Х.: Нац. аэрокосмический ун-т “ХАИ”. – 2003. – Вып. 18. – С. 123 – 133.

63. Харченко В.С., Тарасюк О.М. Оценка экспертизы программного обеспечения: показатели, методика и инструментальные средства // Информационные технологии и безопасность.– К.: НАНУ, Институт проблем регистрации информации. – 2003. – Вып. 4. – С. 128 – 139.

Надійшла до редакції 18.04.2005

УДК 519. 86

И.В. Чумаченко, А.И. Лысенко, В.М. Момот

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

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРАТЕГИИ АВИАЦИОННОГО ПРОИЗВОДСТВА С ПОЗИЦИЙ МАРЖИНАЛЬНОГО ПОДХОДА К УЧЕТУ ЗАТРАТ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ РЫНКА

Предложены модели выбора дополнительного ассортимента выпускаемой продукции, обеспечивающего безубыточность всей производственной программы предприятия при минимальных затратах в условиях неопределенности состояния рынка.

маржинальный подход, авиационное производство

Введение

В условиях рыночных отношений в авиационной промышленности нередким является случай, когда производство ранее рентабельной продукции становится убыточным. При этом возникает проблема: производить или не производить товар, который востребован на рынке, но реализуется по цене ниже полной его себестоимости. Правильность управленческого решения в этой ситуации зависит от выбранного метода ценообразования и учета затрат. Задача ценообразования существенно усложняется, когда рыночные условия не позволяют установить на продукт цену выше полной его себестоимости, т.е. цена товара по которой он продается, получается убыточной. Перед руководством авиационного предприятия в такой ситуации встают вопросы:

1. Выпускать или не выпускать данный продукт ?
2. Стоит ли уменьшить выпуск убыточного продукта?
3. Как повысить эффективность деятельности предприятия?

Существуют различные способы повышения эффективности деятельности предприятия. Это, прежде всего, снижение себестоимости за счет внедрения более совершенных технологий, снижение накладных расходов предприятия, применение различных ценовых стратегий [1].

В данной статье рассматривается стратегия повышения эффективности авиационного производства за счет расширения ассортимента безубыточной продукции, например, товаров народного потребления. При этом решение первых двух вопросов существенно упрощается, если на предприятии для учета затрат применяется маржинальный подход [2].

Основная часть

Основными показателями маржинального подхода к учету затрат являются суммы покрытия R_1 и R_2 . Сумма покрытия R_1 определяется как разница между выручкой (доходом) D и суммой переменных затрат $Z_{пер.}$. Сумма покрытия R_2 определяется как разность между суммой покрытия R_1 и постоянными затратами Z_0 на поддержку и обеспечение производства. Соответствующие им удельные показатели, т.е. приходящиеся на единицу продукции имеют вид

$$c_1 = p - s; \quad c_2 = c_1 - z,$$

где p – цена реализации продукта; s – величина переменных затрат приходящихся на единицу продукции; z – величина постоянных затрат приходящихся на единицу продукции.

Главный экономический критерий целесообразности выпуска продукции, основанный на применении данного подхода определяется неравенством:

$$c_1 > z \quad \text{или} \quad c_2 > 0.$$

Цена реализации продукта p должна быть выше величины суммы удельных переменных затрат s и общепроизводственных расходов z на единицу данного продукта. Эта величина $(s + z) = c$ (прямая себестоимость продукта) выступает как реальная нижняя граница цены.

Выпуск продукции целесообразен, если он дает вклад в покрытие постоянных затрат, а значит он полезен для предприятия в целом. Ситуация осложняется, когда $c_2 < 0$, то есть выручка не дает вклада в покрытие постоянных расходов. Именно в этом случае возникает вопрос о снятии товара с производства. При этом появляется проблема перераспределения постоянных затрат, относящихся к убыточному продукту на другие про-

дукты дающие прибыль. Следует обратить внимание на то, что при таком перераспределении какой-то из прибыльных товаров может стать убыточным из-за большой доли постоянных расходов приходящихся на него. Отказавшись от выпуска убыточного продукта предприятие избавится от переменных расходов приходящихся на данный продукт. При этом высвобождаются ресурсы, которые можно перераспределить между другими продуктами, приносящими прибыль. Благодаря этому можно увеличить объем выпуска той или иной прибыльной продукции и, следовательно, увеличить общую прибыль предприятия. При этом следует учесть тот факт, что на продукты, выпуск которых предприятие собирается продолжить, уже установились определенные цены на рынке. Цены непосредственно определяют уровень спроса и объем продаж. Выход на рынок дополнительной доли продукции может привести к изменению цены на этот вид продукции. Логично было бы предположить, что все высвободившиеся ресурсы необходимо направить на выпуск товара, который является наиболее прибыльным. Однако на рынке существует определенная насыщенность этими товарами. Возникает ситуация, когда увеличение объемов производства не приносит увеличения прибыли.

Рассмотрим случай, когда предприятие выпускает $j = \overline{1, m}$ видов продукции, а рыночные цены установившиеся в данный момент на некоторые из производящихся товаров ниже их полной себестоимости $p_j < c_j$, но при этом покрывают переменные затраты $p_j > s_j$, т.е. выполняется условие $c_{1j} > 0, c_{2j} < 0, \exists j \in \{\overline{1, m}\}$.

Пусть предприятие имеет возможность расширения ассортимента безубыточности продукции $c_{2i} > 0$ ($i = \overline{(m+1), (m+n)}$), которая характеризуется следующими показателями:

- трудоемкостью изготовления t_i ;
- переменными затратами на производство единицы продукции s_i ;
- рыночными ценами на готовую продукцию p_i .

Ставится задача выбрать из имеющегося потенциального портфеля заказов $I = \overline{(m+1), (m+n)}$ те виды продукции $i \in I$ и определить необходи-

мые объемы их производства x_i , которые обеспечат рентабельный выпуск всех видов продукции $k = \overline{1, (m+n)}$ при минимально возможных дополнительных затратах, в условиях когда рыночные цены на исходные ресурсы и готовую продукцию не определены и могут изменяться случайным образом в определенных пределах.

Таким образом для каждого отдельного состояния рынка $t \in \{\overline{1, N}\}$

$$A(t) = (s_1^{(t)}, \dots, s_m^{(t)}, s_{m+1}^{(t)}, \dots, s_{m+n}^{(t)}, p_1^{(t)}, \dots, p_m^{(t)}, p_{m+1}^{(t)}, \dots, p_{m+n}^{(t)})$$

необходимо минимизировать производственные затраты

$$3(t) = \sum_{j=1}^m s_j^{(t)} Q_j + \sum_{i=m+1}^{m+n} s_i^{(t)} x_i^{(t)} + 3_o^{(t)}$$

по переменному вектору объемов производства

$$\bar{x}^{(t)} = (x_{m+1}^{(t)}, \dots, x_{m+n}^{(t)})$$

при условии безубыточности всех производимых видов продукции

$$p_k^{(t)} - s_k^{(t)} - 3_k^{(t)} \geq a_k, k = \overline{1, (m+n)};$$

и соблюдении ограничения по производственным возможностям

$$\sum_{j=1}^m t_j Q_j + \sum_{i=m+1}^{m+n} t_i x_i \leq T,$$

где a_k – заданный уровень прибыльности единицы k -го вида продукции;

T – производственная мощность предприятия; $3_k^{(t)}$ – удельная величина постоянных затрат $3_o^{(t)}$ приходящаяся на единицу k -го вида продукции, которая определяется как

$$3_k^{(t)} = \frac{3_o^{(t)} \cdot t_k}{\sum_{j=1}^m t_j Q_j + \sum_{i=m+1}^{m+n} t_i x_i}.$$

Проблема сводится к решению в каждый отдельный момент времени $t = \overline{1, N}$ следующей задачи линейного программирования

$$\min_{\bar{x}^{(t)}} \sum_{i=m+1}^{m+n} s_i^{(t)} \cdot x_i^{(t)}; \quad \sum_{i=m+1}^{m+n} t_i x_i^{(t)} \leq T - \sum_{j=1}^m t_j Q_j;$$

$$\sum_{i=m+1}^{m+n} t_i x_i^{(t)} \geq \frac{3_o^{(t)} \cdot t_k}{p_k^{(t)} - s_k^{(t)} - a_k} - \sum_{j=1}^m t_j Q_j, \quad k = \overline{1, (m+n)};$$

$$0 \leq x_i^{(t)} \leq b_i, \quad i = \overline{(m+1)(m+n)};$$

где b_i – емкость рынка по i -му виду продукции.

В результате для каждого отдельного состояния рынка $A^{(t)}$, которое характеризуется вектором удельных переменных затрат $\bar{s}^{(t)} = (s_1^{(t)}, \dots, s_{m+n}^{(t)})$ и вектором рыночных цен на готовую продукцию $\bar{p}^{(t)} = (p_1^{(t)}, \dots, p_{m+n}^{(t)})$ определяются оптимальные программы выпуска дополнительной продукции $\bar{x}^{(t)*} = (x_{m+1}^{(t)*}, \dots, x_{m+n}^{(t)*})$, обеспечивающие безубыточность всех видов производимых товаров при минимальных затратах (издержках).

Далее рассчитывается представленная на рисунке матрица возможных затрат предприятия, которые определяются следующим образом:

$$3_{gt} = \sum_{j=1}^m s_j^{(t)} Q_j + \sum_{i=m+1}^{m+n} s_i^{(t)} x_i^{(g)} + 3_o^{(t)}.$$

Состояние рынка Программа выпуска	$A^{(1)}$	$A^{(2)}$	...	$A^{(t)}$	...	$A^{(N)}$
$\bar{x}^{(1)*}$	3_{11}	3_{12}	...	3_{1t}	...	3_{1N}
$\bar{x}^{(2)*}$	3_{21}	3_{22}	...	3_{2t}		3_{2N}
.	.	.		.		.
.	.	.		.		.
.	.	.		.		.
$\bar{x}^{(g)*}$	3_{g1}	3_{g2}	...	3_{gt}	...	3_{gN}
.	.	.		.		.
.	.	.		.		.
.	.	.		.		.
$\bar{x}^{(N)*}$	3_{N1}	3_{N2}	...	3_{Nt}	...	3_{NN}

Рис. 1. Матрица возможных производственных затрат

Таким образом, для решения поставленной задачи необходимо решить матричную игру, в которой стратегиями "внешней среды" являются состояние рынка $A(t), t = \overline{1, N}$, а стратегии предприятия представляют собой различные программы выпуска товаров

$$\bar{x}^{(g)*} = (x_{m+1}^{(g)*}, \dots, x_{m+n}^{(g)*}), \quad g = \overline{1, N};$$

оптимальные для каждого соответствующего состояния рынка $t = g$.

Решение сформулированной игры с "внешней средой" ищется как линейная комбинация оптимальных программ $\bar{x}^{(g)*}, g = \overline{1, N}$, взятых с такими долевыми коэффициентами участия $\rho_g, g = \overline{1, N}$, что необходимый минимально гарантированный уровень затрат γ получается независящим от состояния рынка [2]

$$\sum_{g=1}^N \rho_g \cdot 3_{gt} \leq \gamma, \quad t = \overline{1, N};$$

$$\sum_{g=1}^N \rho_g = 1, \quad \rho_g \geq 0, \quad g = \overline{1, N}.$$

Исходя из следующих соотношений для цены игры γ

$$\alpha \leq \gamma \leq \beta,$$

где нижняя цена игры $\alpha = \max_t \min_g \{3_{gt}\}$; верхняя игра игры

$\beta = \min_g \max_t \{3_{gt}\}$; путем увеличения матрицы затрат $(3_{gt})_{\substack{g=\overline{1, N} \\ t=\overline{1, N}}}$ на доста-

точно большое число M всегда можно получить $\gamma > 0$, сохраняя при этом стратегическую неизменность игры.

Тогда решение игры сводится к рассмотрению следующей задачи линейного программирования

$$\max \sum_{g=1}^N y_g$$

при ограничениях

$$\sum_{g=1}^N y_g z_{gt} \leq 1, t = \overline{1, N}, y_g \geq 0, g = \overline{1, N};$$

где $y_g = \frac{\rho_g}{\gamma}, g = \overline{1, N}$.

Найденное решение игры $y_1^*, \dots, y_N^*$, определяющее собой долевое участие

$$\rho_g^* = \frac{y_g^*}{\sum_{g=1}^N y_g^*}, g = \overline{1, N};$$

оптимальных программ $\bar{x}^{(g)*}, g = \overline{1, N}$ в безрисковой стратегии производства

$$\sum_{g=1}^N \sum_{i=m+1}^{m+n} \rho_g^* x_i^{(g)*},$$

обеспечивает минимально гарантированный уровень затрат γ вне зависимости от состояния рынка $A(t), t = \overline{1, N}$ при ликвидации убыточности некоторых видов основной продукции за счет выпуска дополнительного безубыточного ассортимента.

Данная задача может быть также решена и с помощью стохастического подхода, учитывающего вероятностный характер разброса параметров, определяемых состоянием рынка. В этом случае задача выбора дополнительных видов продукции, обеспечивающих рентабельность всего производства предприятия, заключается в минимизации производственных затрат $Z = c_{m+1}x_{m+1} + c_{m+2}x_{m+2} + \dots + c_{m+n}x_{m+n}$ предприятия от выпуска n дополнительных видов продукции $x_{m+1}, x_{m+2}, \dots, x_{m+n}$, удовлетворяющей линей-

ным ограничениям вида $\sum_{j=m+1}^{m+n} a_{ij}x_j \leq d_i$ ($i = 1, \dots, r$) и условиям $0 \leq x_{m+j} \leq b_i$

в предположении случайности величины параметров c_{m+j} и d_i . Здесь условие безубыточности всех производимых видов продукции приведено к стандартному виду задачи линейного программирования умножением на

“–1” и сменой знака неравенства. Условие $0 \leq x_{m+j} \leq b_i$ ($j=1, \dots, n$) может быть разбито на два ограничения $0 \leq x_{m+j}$ и $x_{m+j} \leq b_i$. Первое ограничение является стандартным ограничением задачи линейного программирования. Второе ограничение может быть занесено в матрицу ограничений решения задачи путем расширения вектора d_i и матрицы a_{ij} . При этом размерность вектора ограничений d_i увеличивается на n . Выбор стратегии дополнительных видов продукции заключается при этом в определении объемов производства каждого вида дополнительного продукта, обеспечивающих минимум производственных затрат. Задача анализа стратегии управления производством является общей для всех групп варьирующих параметров и заключается в следующем. Имея данные о границах интервалов возможных отклонений параметров модели рассчитать показатель соответствия параметров функционирования предприятия относительно поставленных требований для каждой возможной стратегии управления. Очевидно ненулевые значения объемов производства продуктов и определяют программу выпуска дополнительной продукции, обеспечивающей безубыточность всех видов производимых товаров при минимальных затратах.

Отклонения параметров задачи от плановых значений можно считать случайными и независимыми друг от друга, так как между ними нет четкой, функциональной зависимости. Число факторов, влияющих на вариацию параметров достаточно велико. Очевидно, что каждый фактор более высокого иерархического уровня отражает влияние нескольких факторов более низких уровней. Существование множества факторов, не преобладающих над влиянием остальных факторов, говорит о возможности задания нормального закона распределения вариаций параметров [7, 8].

При отклонении параметров задачи от номинальных значений величина производственных затрат предприятия не обязательно будет достигать своего расчетного минимума.

При некотором наборе параметров задачи возможно изменение опорного плана, характеризующегося изменением ассортимента продукции и планового количества ее выпуска. В этих условиях целью оперативного управления является получение значения величины производственных затрат не более некоторого максимального допустимого уровня $Z \leq C^*$, где C^* – за-

данный уровень ограничения на величину параметра, при возможных случайных разбросах параметров задачи.

Целевая функция, выраженная через параметры случайных независимых отклонений, является также случайной величиной, имеющей нормальный закон распределения вероятности вследствие центральной предельной теоремы [8]. Учет вероятностной природы возможных разбросов приводит к необходимости введения и оценки вероятностного критерия вида $P\{Z \leq C^*\}$, как меры устойчивости оперативного управления предприятием с учетом возможных вариаций параметров среды относительно целеуказания $Z \leq C^*$. Здесь $P\{\dots\}$ – вероятность выполнения условия, заключенного в скобки. При этом под термином устойчивости стратегии оперативного управления следует подразумевать свойство производственной системы, спроектированной на основе выбранной стратегии управления, при изменении в некотором диапазоне входных параметров задачи получать показатели функционирования (целеуказания) не хуже заданных.

Очевидно, что задача выбора эффективной стратегии управления предприятия заключается в определении возможного множества стратегий на множестве вариаций параметров среды, расчете показателя устойчивости для всех стратегий в условиях вариации параметров и выборе оптимальной стратегии на основе полученной оценки. Выполнение условия целеуказания, очевидно возможно как в рамках нескольких возможных стратегий управления из множества допустимых, так и в рамках одной конкретной выбранной стратегии. Если несколько стратегий соответствуют предъявляемым требованиям, то для выбора рабочей стратегии необходимо использовать дополнительную оценку. В случае, если в рассматриваемом диапазоне изменения параметров среды оптимальное решение существует в виде единственной стратегии, то анализ должен быть выполнен для этой единственной стратегии и в зависимости от того, выполняются ли условия вероятностной устойчивости для нее или нет, она должна быть принята в качестве рабочей стратегии или должна быть отвергнута.

Вероятность достижения целевой функцией допустимого уровня в рамках выбранной стратегии может быть рассчитана на основе использования симплекс-процедуры [4, 5]. При этом неизменными остаются объем производства и номенклатура продукции, определяемые номинальными па-

параметрами среды. Цены на ресурсы, на готовую продукцию и величина удельных переменных затрат на производство претерпевают случайные изменения. Таким образом, случайные вариации параметров присутствуют в коэффициентах целевой функции и векторе ограничений уравнений. Приведем выражения для случая анализа устойчивости стратегии относительно целеуказания для случая вариации параметров целевой функции, т.е. параметров затрат при неизменных значениях других групп параметров задачи. Анализ устойчивости стратегии в случае изменений параметров ограничений задачи выполняется аналогично на основе рассмотрения двойственной задачи линейного программирования.

Учет вариации параметров задачи осуществим представлением вектора возмущенных входных параметров задачи в виде $\alpha = \alpha_0 \pm \Delta\alpha$, где значения α_0 – характеризуют номинальные (невозмущенные) значения параметров, а $\Delta\alpha$ – величину параметрического разброса. Будем полагать, что все входные параметры задачи при этом определяются соотношением $\Delta\alpha = 3\sigma_\alpha$, где σ_α – среднеквадратичное отклонение параметра.

В случае нормального закона распределения показателя эффективности Z , вероятность попадания случайной величины Z , в заданный интервал вещественной оси (a, b) , может быть определена с помощью формулы [8]:

$$P(a < Z < b) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_a^b e^{-\frac{(Z-v)^2}{2\sigma^2}} dZ = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{(a-v)/\sigma}^{(b-v)/\sigma} e^{-\frac{t^2}{2}} dt = \\ = \Phi((b-v)/\sigma) - \Phi((a-v)/\sigma),$$

где $\Phi(t)$ – интеграл вероятности; v, σ – соответственно математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение оцениваемого показателя; $t = (Z - v) / \sigma$ и $dt = dZ / \sigma$.

Необходимые для расчета вероятностной устойчивости статистические характеристики показателя эффективности оперативного управления получим следующим образом. В качестве оценки математического ожидания показателя будем использовать значение показателя, соответствующее значениям опорного плана стратегии $x_{m+1}, x_{m+2}, \dots, x_{m+n}$, полученного для но-

минальных параметров. Среднеквадратическое отклонение показателя с учетом правила композиции нормальных законов распределения [5] в случае некоррелированности между собой величины удельных производственных затрат отдельных видов продукции могут быть определены по формуле

$$\sigma_l^2 = \sum_{j=m+1}^{m+n} x_j \sigma_{c_j^l}^2,$$

где $x_{m+1}, x_{m+2}, \dots, x_{m+n}$ – объем дополнительно выпускаемой продукции соответствующего ассортимента, определяемый рассматриваемой стратегией с номинальными параметрами; $\sigma_{c_j^l}^2$ – дисперсия показателя удельной прибыльности c_j^l ($j = m+1, \dots, m+n$).

При оценке вероятности устойчивости стратегии относительно разброса параметров ограничений необходимо составить двойственную задачу минимизации показателя $G = d_1 y_1 + d_2 y_2 + \dots + d_{2+n} y_{2+n}$ при ограничениях $A Y \geq C$; $y_1 \geq 0; y_2 \geq 0; \dots; y_{2+n} \geq 0$ [4 – 6]. Расчет вероятности устойчивости стратегии относительно целеуказания при этом проводится с помощью процедуры аналогичной вышеприведенной. При этом в качестве меры устойчивости используется оценка $P\{G \geq C^*\}$. В качестве математического ожидания показателя используется значение показателя, соответствующее значениям опорного плана стратегии $y_1, y_2, \dots, y_{2+n}$ при номинальных параметрах задачи. Величина среднего квадратичного отклонения показателя с учетом некоррелированности между собой параметров ограничений может быть определена по формуле

$$\sigma_G^2 = \sum_{i=1}^{2+n} y_i \sigma_{b_i}^2,$$

где $y_1, y_2, \dots, y_{2+n}$ – оптимальный план двойственной задачи.

Таким образом, предлагаемая методика анализа стратегии управления на основе оценки устойчивости относительно целеуказания является общей для всех групп варьируемых параметров задачи.

В случае оценки устойчивости стратегии относительно вариаций параметров удельных производственных затрат, цен на продукцию, а также на

сырье одновременно, то ее можно рассчитать, используя формулу полной вероятности.

Задача выбора эффективной стратегии управления с учетом введенной оценки устойчивости стратегии формализуется в процедуру со следующим алгоритмом. Имея данные о границах интервалов возможных отклонений параметров модели, и определив закон распределения параметров, отыскать в данном диапазоне вариаций параметров все множество возможных стратегий управления. Далее для каждой стратегии из множества возможных необходимо найти вероятность устойчивости относительно целеуказания при вариациях параметров среды и выбрать из множества стратегий наиболее эффективную, обеспечивающую наибольший уровень вероятности.

Известно, что решение задачи линейного программирования находится в угловой точке допустимого множества, определяемого исходной системой уравнений. Для поиска всех возможных стратегий в условиях разброса параметров задачи, можно просто перебрать все возможные сочетания из линейных уравнений задачи в условиях разброса параметров в заданном диапазоне, решить эти системы и получить, таким образом, множество возможных допустимых стратегий. Можно, однако, существенно ускорить поиск возможных стратегий, используя метод интервального анализа, разработанный для случая вариации параметров целевой функции [6]. При этом параметры целевой функции задаются в виде $c_j^{\min} \leq c_j \leq c_j^{\max}$; ($j = m + 1, \dots, m + n$). Предполагается, что параметры целевой функции могут принимать любое значение в указанном интервале. Вероятностная природа их на данном этапе не рассматривается. В соответствии с теоремой о единственности решения [6], решение задачи линейного программирования с номинальными параметрами задачи x_0 является единственным, если конус возможных вариаций градиента целевой функции K_c содержится в конусе $K_A(x_0)$, натянутом на нормали к активным ограничениям в точке x_0 , то есть, если выполняется соотношение включения $K_c \subset K_A(x_0)$; $c_j \in [c_j^{\min}, c_j^{\max}]$ ($j = m + 1, \dots, m + n$). Согласно теореме для установления факта единственности решения задачи линейного программирования с интервальным заданием коэффициентов целевой функции

необходимо и достаточно выполнить 2^n проверок принадлежности $K_C \subset K_A(x_0)$; $c_j \in [c_j^{\min}, c_j^{\max}]$ для всех векторов c_j , задающих вершины многогранника ограничений. Если среди множества векторов, есть вектора, не принадлежащие конусу $K_A(x_0)$, то решение x_0 – не единственное. Имеются другие оптимальные решения, которые определяют граничные точки множества эффективных решений на множестве $c_j \in [c_j^{\min}, c_j^{\max}]$; $(j = m+1, \dots, m+n)$. Эти решения можно получить, выбрав в качестве расчетного для формирования новой задачи принадлежности новый вектор из сформированной матрицы M_c , направление которого не принадлежит конусу.

В результате данной процедуры формируется предельное множество решений, определяющих возможные стратегии в заданном диапазоне вариаций параметров целевой функции.

Установление факта единственности решения задачи с интервальным заданием параметров ограничений и формирование предельного множества решений в случае наличия нескольких решений, проводится по аналогичному алгоритму на основе построения двойственной задачи линейного программирования и последующей проверки включения $K_B \subset K_{A1}(y_0)$; $b_i \in [b_i^{\min}, b_i^{\max}]$. Здесь K_B – конус возможных вариаций градиента целевой функции двойственной задачи; $K_{A1}(y_0)$ – конус, натянутый на нормали к активным ограничениям в точке y_0 – решения двойственной задачи с номинальными параметрами. Далее для формирования предельного множества стратегий управления в заданном диапазоне вариаций параметров ограничений необходимо выполнить переход от предельного множества решения двойственной задачи к предельному множеству решений прямой задачи. После чего необходимо произвести анализ полученных стратегий по приведенной схеме.

Выводы

Предложенные модели выбора стратегии повышения эффективности авиационного производства, основанные на игровом или на стохастиче-

ском подходах к раскрытию неопределенности параметров модели, позволяют производить выбор дополнительного ассортимента выпускаемой продукции, обеспечивающего безубыточность всей производственной программы предприятия при гарантированно минимальных затратах вне зависимости от состояния рынка.

Разработанные концептуально-аналитические методы могут быть использованы как инструмент оценки и анализа реальных ситуаций в практике стратегического и тактического управления авиационного предприятия с целью повышения эффективности как устойчиво функционирующих предприятий, так и при решении антикризисных задач с преодолением одной из главных проблем менеджмента и маркетинга – риска и неопределенности рынка.

Литература

1. Крючкова О.Н., Попов Е.В. Классификация методов ценообразования // Маркетинг в России и за рубежом. – 2002. – № 4 (30). – С. 32 – 35.
2. Хасанов Ш.М., Хоменко А.Л. Маржинальный подход к ценообразованию и управленческим решениям // Маркетинг в России и за рубежом. – 2003. – № 5. – С. 44 – 57.
3. Lysenko A.I. Game Model of Production Resources Diversification // Engineering & Automation Problems. – 2001. – № 1, Vol. 2. – P. 43 – 45.
4. Фомин Г.П. Методы и модели линейного программирования коммерческой деятельности. – М.: Финансы и статистика, 2000. – 128 с.
5. Косоруков О.А., Мищенко А.В. Исследование операций. – М.: Экзамен, 2003. – 448 с.
6. Экономико-математические методы и прикладные модели / Под ред. В.В. Федосеева. – М.: Юнити, 2000. – 128 с.
7. Чумаченко И.В., Момот В.М.. Теоретические основы системы поддержки принятия управленческих решений на основе вероятностного подхода // Вісник Східноукраїнського національного університету імені Володимира Даля. – Луганськ. – 2003. – № 6 (64). – С. 91 – 96.
8. Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. – М.: Высш. шк., 2000. – 479 с.
9. Вошинин А.П., Сотиров Г.Р. Оптимизация в условиях неопределенности. – М.: МЭИ – София: Техника, 1989. – 224 с.

Поступила в редакцию 12.04.2005

УДК 681.58.011.56

А.С. Гристан, В.Г. Сухоребрий

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

СЕМЕЙСТВО САПР СУ СИНТАР

Описано семейство сред СИНТАР для проектирования систем управления, в том числе и АСУ ТП, разрабатываемых на кафедре информационных технологий проектирования «ХАИ» с 1993 г. Проведен сравнительный анализ возможностей, прослежена эволюция развития продуктов СИНТАР, приведены данные о промышленном применении семейства. Указаны характеристики достигнутого уровня и ближайшие перспективы.

система управления, система автоматизированного проектирования

Создание семейства сред автоматизированной разработки программного обеспечения систем управления (СУ) технологическими процессами под общим названием СИНТАР было начато на кафедре информационных технологий проектирования «ХАИ» в 1993г. С этого времени по сегодняшний день был создан ряд версий – СИНТАР-1 [1], СИНТАР-2 [2, 3], СИНТАР-2А, СИНТАР-3 [4, 5], СИНТАР-3М [6, 7, 8]. Все они представляют собой самостоятельные системы, доведены до промышленного применения и внедрены для разработки различных СУ (АСУ ТП) на ряде предприятий. Общие характеристики версий семейства СИНТАР показаны в табл.1.

За это время был накоплен богатый опыт проектирования систем такого класса. Он складывался путем осмысления собственных успехов и прочетов, анализа продукции конкурентов, изучения стандартов и учета требований заказчиков. Представляется интересным проследить эволюцию идей и их воплощения в программных продуктах семейства СИНТАР. Общая картина будет выглядеть четче, если последовательно пронаблюдать развитие основных аспектов функциональности.

Средства программирования

Сравнение возможностей версий по этому аспекту (средства программирования) показано в табл. 2.

Таблица 1

Общие характеристики версий семейства СИНТАР

Вер- сия	Назначение	Прикладная область	Размер АСУ	Вне- дрен	Объем исходных кодов, Мб
1	SoftLogic	Малые распре- деленные АСУ ТП	до 1000 сигналов	1996	0.873
2	SoftLogic SCADA	Средние распре- деленные АСУ ТП	до 10000 сигналов	1997	3.415
2А	SoftLogic	Средние распре- деленные системы управления АТС	до 10000 абонентов	2000	1.126
3	SoftLogic SCADA	Большие распре- деленные АСУ ТП	до 50000 сигналов	2003	5.208
3М	SoftLogic SCADA	Малые централизо- ванные АСУ ТП	до 1000 сигналов	2004	4.534

Примечание: SoftLogic – система разработки программного обеспечения контроллеров СУ; SCADA – система разработки программного обеспечения рабочих станций СУ.

Во всех версиях программа строится из разделов. Функциональные блоки в явном виде существуют в версиях 1, 2, 2А. В версиях 3, 3М, благодаря введению пользовательских классов, они заменены более общим понятием объекта. Если функциональный блок – это частный случай объекта с одним методом, то объект общего вида, поддерживаемый версиями 3 и 3М, может иметь произвольное количество методов и создаваемый пользователем набор полей, в том числе полей-объектов других классов.

Версия 1 ограничена единственным структурным элементом – функциональным блоком, выступающим в двух вариантах – библиотечный алгоблок и пользовательский модуль. В последующих версиях структурное многообразие возрастает. Не очень наглядной заменой констант в версиях 1 и 2 служил механизм настройки входов/выходов блоков. Процедуры и функции как элементы без хранимой памяти появляются только в версиях 3, 3М. В этих же версиях реализованы переменные-объекты с хранимой внутренней памятью полей и произвольным набором методов.

Необходимость табличных функций одного и двух аргументов, реализованных в версии 2, в последующих версиях отпала в связи с появлением

пользовательских типов массивов в сочетании с библиотечной функцией линейной аппроксимации.

Таблица 2

Сравнение возможностей версий

Свойство	Версия СИНТАР				
	1	2	2А	3	3М
Структура программы					
Функциональные блоки	•	•	•		
Открытые процедуры		•	•	•	•
Операторы		•	•	•	•
Процедуры и функции				•	•
Табличные функции		•			
Переменные		•	•	•	•
Константы			•	•	•
Объекты				•	•
Языки программирования					
Спрут (графический, FBD)	•	•	•	•	•
Автомат (графический)			•		
Логар (текстовый)	•	•	•	•	•
Паскаль (текстовый)		•	•	•	•
Типы данных					
Предопределенные типы	12	9	7	8	8
Групповые типы		•	•	•	•
Пользовательские типы			•	•	•
Пользовательские классы				•	•
Порядок выполнения					
Автоматическое определение	•	•	•	•	•
Ручное определение		•	•	•	•
Выполнение по условию		•	•	•	•
Ветвление потока управления			•	•	•

Для обеспечения изоморфизма операторов и открытых процедур начиная с версии 2 введены групповые типы (рис.1), которые позволили одним и тем же оператором или открытой процедурой обрабатывать данные разных типов в пределах группы.

В версии 2А, которая была создана для разработки ПО автоматических телефонных станций, добавлен графический язык конечных автоматов,

который традиционно используется в этой прикладной области для описания алгоритмов управления.

В версиях 3 и 3М сняты ограничения на использование языков для создания некоторых структурных элементов: практически любой структурный элемент может быть запрограммирован на любом из языков.

Важнейшее свойство языка Спрут – неограниченная вложенность схем структурных элементов – поддерживает нисходящее проектирование. Это свойство реализовано во всех версиях семейства СИНТАР.

Выходным языком, в который транслируются исходные программы всех поддерживаемых языков, в версии 1 был ассемблер микропроцессора Intel 8051, в остальных версиях – объектный Паскаль.

Средства коммуникации

Благодаря большому многообразию измерительной аппаратуры, устройств связи с объектом управления (УСО) и обилию различных стандартов этот компонент наиболее трудоемок с точки зрения формализации и автоматизации. Поэтому подходы в различных версиях семейства имеют значительные отличия.

Версия 1. Описание типов датчиков и преобразований электрического измерения в физическую величину. Встроенный набор драйверов для фиксированных аппаратных средств.

Версия 2. Первая попытка формализовать многообразие датчиков, УСО и связанных с ними сигналов на основе описания измерительных и выходных цепей и связанных с ними преобразований. Описание измерительной/выходной цепи сводится к выбору значений фиксированного набора параметров. Описание аппаратуры через структуру аппаратного адреса (включая новые устройства). Генерация шаблонов для написания драйверов. 9 фиксированных типов сигналов. БД сигналов используется для настройки системных и прикладных программ. Явное представление на схемах входных/выходных сигналов и связей с другими схемами, задачами и узлами глобальных и сетевых переменных.

Сетевые переменные, определенные в Спрут-схемах, позволяют автоматически генерировать описания сетевых переменных для системных программ всех узлов локальной сети АСУ.

Версия 3. Изменилась концепция сигнала: под сигналами понимаются любые данные, которыми обмениваются субъекты коммуникации (узлы сети, контроллеры и устройства связи с объектом управления). 15 фиксированных типов сигналов. Все особенности, связанные с датчиками, преобразователями, первичной обработкой, резервированием и т.д., описываются как свойства сигналов определенных типов. Импорт сигналов из БД в программные проекты в виде глобальных переменных.

Подсистема описания аппаратных средств, используемая для визуального построения структуры оборудования, определения аппаратных адресов и связывания сигналов с элементами аппаратуры. В результате связывания БД сигналов автоматически дополняется аппаратными адресами сигналов.

Версия 3М. Коммуникационная модель базируется на понятиях адресного пространства конфигурации, схемы потоков сигналов, коммуникационных объектов. Древовидная структура адресного пространства описывает любые варианты программно-аппартной конфигурации АСУ. Листья этого дерева связываются с сигналами. На схеме потоков сигналов наглядно отражаются субъекты коммуникации и линии связи, по которым передаются сигналы. Передача сигналов и их первичная обработка реализуется через коммуникационные объекты – экземпляры классов, соответствующих определенным типам сигналов.

Редактор сигналов позволяет не только вводить в БД конкретные сигналы и их свойства, но и создавать собственные типы сигналов, отличающиеся наборами свойств.

Благодаря поддержке пользовательских классов, СИНТАР-3 обеспечивает не только прикладное, но и системное программирование. Система поставляется с набором базовых классов коммуникационных объектов, описывающих основные типы сигналов и виды первичной обработки. Пользователь может создавать свои классы, наследуя всю функциональность базовых классов.

Коллективная разработка

Основные свойства этой возможности для разных версий СИНТАР приведены в табл. 3.

Таблица 3

Свойства возможности коллективной разработки

Свойство	Версия СИНТАР				
	1	2	2А	3	3М
Количество обслуживаемых проектов	один	много	мно- го	много	мно- го
Слияние проектов		•	•		
Сборка программ из нескольких проектов				•	•
Встроенная библиотека	•	•	•		
Пользовательская библиотека		•	•		
Использование элементов из любого проекта				•	•
Формат базы данных проекта	dBase	dBase	dBase	Inter- base	Inter- base

Обслуживание нескольких проектов позволяет вести параллельную разработку на разных рабочих местах. Однако после слияния проектов для генерации исполняемых программ и отладки распараллеливание уже затруднительно. Поэтому в последних версиях слияние проектов заменено сборкой программы из разделов разных проектов.

В версиях 3, 3М полностью изменилась концепция библиотеки программных элементов: теперь в ее роли может выступать любой проект или его часть. Это означает, что любой элемент проекта (процедура, функция, тип данных или класс) может использоваться другими проектами, но модификации этого элемента возможны только в исходном проекте, поскольку его описание существует в единственном экземпляре. Такой подход не исключает создания и чисто библиотечных проектов, без исполнительных разделов.

Управление конфигурацией

В версиях 1, 2, 2а управление конфигурацией практически отсутствует: проект уже в момент создания жестко связывается с узлами локальной сети. В последних версиях выделен отдельный этап разработки: построение программно-аппаратных конфигураций. На этом этапе происходит размещение программных элементов (задач, разделов) на узлах локальной сети.

В версии 3М идеология построения различных конфигураций (модельных, с реальной аппаратурой) на одном наборе прикладных программ реализована наиболее последовательно и элегантно. Сначала пользователь описывает дерево адресного пространства конфигурации, которое определяет все узлы и их внутреннюю структуру вплоть до точек подключения сигналов или пакетов сигналов. После этого создается схема потоков сигналов и на ней в визуальном стиле к узлам подключаются программные разделы и сигналы.

Реальное время

Все версии СИНТАР оснащены собственной системой реального времени (табл. 4).

Таблица 4

Свойства реального времени

Свойство	Версия СИНТАР				
	1	2	2А	3	3М
Операционная система	собств.	MS DOS	MS DOS	MS DOS	MS Windows
Библиотека реального времени		•	•	•	•
Количество задач	много	много	много	много	одна

Все версии семейства, кроме 1 и 3М, работают под управлением MS DOS и для выполнения функций реального времени используют специально разработанную библиотеку реального времени (БРВ). БРВ применяется в версиях 2, 2А и 3 практически без изменений: этот факт обуславливает ее надежность как самого критического элемента СУ.

Начиная с версии 2А, задачи отделены от программных разделов, что соответствует требованиям стандарта [9]. Разделы в рамках задачи выполняются последовательно, задачи выполняются параллельно с применением квантования процессорного времени (величину кванта каждой задачи устанавливает пользователь) и корпоративной стратегии разделения времени.

Специфика прикладной области потребовала в версии 2А динамически создавать экземпляры программных разделов для обслуживания разговоров, которые возникают во времени случайным образом.

Кроме управления задачами, БРВ управляет сетевым обменом и приемом/передачей данных в УСО, отладочными функциями, обработкой ошибок.

Отладка и испытания

Свойства системы отладки и испытаний программного обеспечения СУ для всех версий приведены в табл. 5.

Таблица 5

Свойства системы отладки и испытаний

Свойство	Версия СИНТАР				
	1	2	2А	3	3М
Удаленная отладка контроллеров		•	•	•	
Контрольные точки		•	•	•	•
Загрузка такта		•	•	•	•
Временная статистика по задачам		•	•	•	
Временная статистика по разделам					•
Пошаговое выполнение				•	•
Отображение значений на схеме				•	•
Перемещение по стеку вызовов				•	•
История значений переменных				•	•
Графики значений переменных				•	•
Статистика по значениям переменных				•	•

В версиях 2, 2А отладка по контрольным точкам имела ряд ограничений:

- контрольные точки задавались статически, до генерации программы;
- в момент останова по контрольной точке можно было увидеть значения входов/выходов только одного блока.

С появлением визуальной отладки (версии 3, 3М) эти ограничения были сняты: контрольные точки можно устанавливать и отменять динамически, в процессе отладки, задавать количество проходов до следующего останова. Кроме того, значения всех выходов отображаются прямо на схеме, возможно пошаговое выполнение: для схемы – по одному блоку, для текста – по одной строке. Другие возможности показаны в таблице 5.

Отображение процессов и операторское управление

Для программирования SCADA-части АСУ используется среда программирования Borland Delphi 5, расширенная рядом пакетов, ориентированных на разработку SCADA-систем. К ним относятся, в частности, пакеты статических и динамических визуальных компонентов для отображения хода технологического процесса и поведения технологических параметров. Они обеспечивают наиболее распространенные способы отображения параметров: в текстовом виде, в виде гистограммы, изменением цвета, чередованием растровых изображений, в виде графика. С помощью стандартных и специальных пакетов компонентов пользователь строит необходимые видеокадры, используя визуальное программирование среды Delphi.

Предусмотрены средства, позволяющие формировать, отображать и сохранять в базе данных записи о разнообразных событиях, происходящих в АСУ, вести непрерывную запись в архивы значений назначенных технологических параметров.

Управляющие компоненты позволяют вводить значения переменных в текстовом виде, в виде ползунка, нажатием на кнопку.

Обмен данными с контроллерами осуществляется через сетевые переменные, которые связываются с соответствующими визуальными компонентами.

Для просмотра архивов технологических данных и журнала событий разработана специальная утилита. Она отображает выбранные параметры в заданном временном интервале в форме графиков и таблиц.

SCADA-система семейства СИНТАР была разработана в версии 2 и практически без изменений используется в версиях 3 и 3М. Это объясняется широким набором функциональных возможностей, заложенных в систему.

Интерфейс пользователя

Версии 1, 2, 2А работают под MS DOS, поэтому возможности пользовательского интерфейса у них ограничены. Тем не менее, для графических языков были реализованы графические редакторы, которые обеспечивают использование меню, кнопок, подсказок и оперативной помощи. Для улучшения читабельности схем используется цветовая дифференциация типов данных и языков программирования. Размер Спрут-схемы ограничен размером экрана. В версии 2А уже доступно скроллирование схем.

В версиях 3, 3М, которые работают под MS Windows, реализован современный интерфейс. Он характеризуется единым подходом к визуализации всех этапов разработки ПО АСУ:

- унифицированный формат основных окон всех подсистем: слева – общая структура, справа – схема, текст или свойства выбранного элемента;
- максимальное использование графических схем: при описании аппаратуры, программировании, построении конфигураций и отладке;
- построение схем либо путем создания новых элементов, либо путем перетаскивания из правой панели или из другого окна;
- автоматическое создание текстовых шаблонов по описанию текстовой подпрограммы;
- изменяемая пользователем синтаксическая подсветка текстовых программ.

Выводы

Семейство СИНТАР прошло большой путь развития и продолжает совершенствоваться. К настоящему моменту мы имеем спектр сред проектирования, покрывающих области SCADA и SoftLogic для создания как крупных распределенных, так и малых централизованных систем. Базовые свойства последних версий:

- поддержка нисходящего проектирования;
- визуальное объектное программирование алгоритмов управления;
- визуальное построение мобильных конфигураций АСУ;
- визуальная отладка и испытания ПО;
- открытая архитектура коммуникационных средств;
- визуальное проектирование интерфейса оператора рабочей станции.

Промышленное использование продуктов семейства СИНТАР показано в табл. 6.

Таблица 6

Промышленное использование продуктов семейства СИНТАР

№	Объект	Размер АСУ, сигн.	Разработчик АСУ	Версия СИНТАР	Год
1	2	3	4	5	6
1	Алчевский металлургический комбинат, домна №5 (Украина)	200	АО ХАРТРОН (Харьков)	1, SoftLogic	1996
2	Новолипецкий металлургический комбинат, коксовая батарея №5 (Россия)	400	АО ХАРТРОН (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	1997
3	Новолипецкий металлургический комбинат, коксовая батарея №8 (Россия)	1200	АО ХАРТРОН (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	1998
4	Пролетарская нефтеперекачивающая станция (Украина)	4600	АО ХАРТРОН (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	1998
6	АТС «Донец-5»: 22 станции в населенных пунктах Днепропетровской области (Украина)	АТС на 1000-2000 абонентов	НПО «Монолит» (Харьков)	2a, SofLogic	2000
5	Аксусский завод ферросплавов (г. Аксу, Казахстан)	800	ООО ХАРТЭП (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2001
7	Модуль переработки углеводородного сырья, ОАО Запорожжкокс (Украина)	1000	НПФ «Элон-ТТ» (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2000
8	Котельная, г.Чигирин (Украина)	600	НПФ «Элон-ТТ» (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2001
9	Стенд для испытаний двигателя, з-д им. Малышева (Украина)	500	НПФ «Элон-ТТ» (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2002

Окончание табл. 6

1	2	3	4	5	6
10	ОАО «Полтавский ГОК» (Украина)	500	НПФ «Элон- ТТ» (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2003
11	Резервуарный парк, ОАО Запорожжкокс (Ук- раина)	600	НПФ «Элон- ТТ» (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2004
12	Ровенская АЭС, 4-й энергоблок (Украина)	45000	НПО «Моно- лит» (Харьков), НПО ЛьвовОР- ГРЭС, ЗГИ Тех- энерго (Львов)	3, SoftLogic	2004
13	АЭС, г. Кайга (Индия) 3-й энергоблок 4-й энергоблок	15000 15000	НПО «Моно- лит», НПО «Турбоатом» (Харьков)	3, SoftLogic	2004
14	АЭС пр. Раджастан (Ин- дия) 5-й энергоблок 6-й энергоблок	15000 15000	НПО «Моно- лит», НПО «Турбоатом» (Харьков)	3, SoftLogic	2004
15	Запор. АЭС (Украина) 2-й энергоблок 3-й энергоблок 4-й энергоблок	4000 4500 3000	НПО «Моно- лит» (Харьков)	3, SoftLogic	2004
16	Холодильник морского рыбного порта (Сева- стополь, Украина)	300	АОЗТ НПП «Холод» (Харь- ков)	3м, Sof- tLogic +SCADA	2004
17	Стенд для замера тепло- вых параметров турбо- генераторов. «Электро- тяжмаш» (Харьков)	600	НПФ «Элон- ТТ» (Харьков)	2, SoftLogic +SCADA	2004

Дальнейшее развитие семейства СИНТАР предполагается по таким на-
правлениям:

- локализация под ОС реального времени, например, QNX, Win-
dows CE, Linux;
- построение библиотеки классов коммуникационных объектов для
устройств связи, распространенных на рынке средств автоматизации;
- обеспечение многоязыкового выхода генератора программ.

Литература

1. Сухоребрый В.Г., Гристан А.С., Щеткина Л.А. Информационные технологии в проектировании АСУ ТП промышленного предприятия // Труды международной научно-методической конференции. – Х.: ХАИ. – 22 – 24 мая 1996. – 1996. – С. 122 – 123.
2. Гристан А.С., Кривонос А.И., Рыбальченко Т.В., Сухоребрый В.Г. САПР АСУ ТП СИНТАР-2В / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Сборник научных трудов «ХАИ». –Х.: «ХАИ». – 1999. – Вып. 4. – С. 61 – 67.
3. Гристан А.С., Сухоребрый В.Г., Рыбальченко Т.В., Кривонос А.И., Шапка С.А., САПР АСУ ТП СИНТАР-2В // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2001. – № 10. – С 14 – 18.
4. Гристан А.С., Сухоребрый В.Г., Система автоматизированного проектирования СИНТАР-3 // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 19. – С. 198 – 204.
5. Сухоребрый В.Г., Гристан А.С., Джулгаков В.Г., Джулгаков Д.В. САПР СИНТАР-3. Начало реализации концепции построения перспективных САПР систем сбора информации и управления технологическими процессами // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – Вып. 21. – С. 83 – 91.
6. Сухоребрый В.Г., Гристан А.С., Джулгаков В.Г., Руденко К.И., Джулгаков Д.В., СИНТАР-3 Моно – САПР для одномашинной АСУ // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 24. – С. 257 – 262.
7. Сухоребрый В.Г., Гристан А.С., Джулгаков В.Г., Руденко К.И., Джулгаков Д.В. Визуальное объектное программирование промышленных контроллеров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 24. – С. 224 – 230.
8. Сухоребрый В.Г., Гристан А.С., Джулгаков В.Г., Руденко К.И., Джулгаков Д.В. Управление конфигурацией в СИНТАР-3 // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып.24. – С. 250 – 256.
9. International standard 1131-3, Part 3: Programming languages, IEC, Division Automatismes Programmables, First edition, 1993.

Поступила в редакцию 7.04.2005

УДК 65.01

И.Б. Сироджа

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

НАУЧНАЯ ШКОЛА ВЫПУСКАЮЩЕЙ КАФЕДРЫ – ОСНОВА СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПОДГОТОВКИ ВЫПУСКНИКОВ

В работе постулируется обязательная необходимость развития научной школы на каждой выпускающей кафедре технического университета и аргументировано обосновывается её определяющая роль в совершенствовании образовательного процесса профессиональной подготовки выпускников. Аргументы обоснования мотивируются основными целями профессионального обучения, современными тенденциями его развития и некоторыми проблемами национального рынка труда, а также опытом совместной деятельности научной школы и выпускающей кафедры № 603 – «Программное обеспечение компьютерных систем» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

программное обеспечение компьютерных систем, научная школа

1. Введение. Постановка задачи

Проблема развития и совершенствования профессиональной подготовки выпускаемых в техническом университете инженерных кадров актуальна, как говорят, для всех времён и народов. Это, прежде всего, диктуется социально-экономическими потребностями общества.

Характер социально-экономического развития современного мира, объективные тенденции его глобализации базируются на общечеловеческих, общекультурных и национальных ценностях, включая такие составляющие, как интеграция знаний, информационных ресурсов, технологий, телекоммуникационных систем, научного поиска, исследований и систем образования. Социально-экономические потребности развивающегося общества выступают как **требования** к системе образования по созданию условий для обеспечения:

1) гармонического становления и развития личности как индивидуума и члена общества, воспитания стремления у подрастающего поколения к социальной, национальной и мировой культуре;

2) профессионального образования, которое предусматривает формирование у личности соответствующих качеств, обеспечивающих ей конкурентоспособность на рынках труда и, тем самым, возможность ее активного участия в деятельности общества. Очевидно, что указанные два требования и соответствующие образовательные процессы взаимно связаны. Именно они определяют основные составляющие общей цели профессионального образования и приводят к рассматриваемой в работе задаче развития и совершенствования профессиональной подготовки инженерно-технических кадров на выпускающей кафедре совместно с её научной школой.

Содержательно в общей формулировке эта задача сводится к организации и выполнению коллективом кафедры хорошо спланированной, длительной, трудоёмкой и ответственной работы по совершенствованию учебного процесса на основе разумной *интеграции* творческого, педагогического и научного потенциала кафедры. Более конкретно задача состоит в следующем.

Необходимо создать на выпускающей кафедре интегрированный, динамичный *комплекс образовательных услуг*, реализуемых с помощью целевой профессиональной информационно-образовательной среды как управляемой системно организованной совокупности традиционных и компьютерных средств обучения на базе систематического использования результатов исследований научной школы и учебно-методического опыта кафедры с совместной подготовкой преподавательских кадров высшей квалификации.

Идея решения поставленной задачи состоит в достижении рационального содержательного и организационного единства деятельности научной школы и учебно-методической, воспитательной работы кафедры с учетом основных целей и тенденций развития профессионального обучения, а также проблем национального рынка труда и особенностей специальности выпускников.

2. Основные составляющие общей цели профессионального образования

Общая цель профессионального образования определяет пути развития и совершенствования профессиональной подготовки выпускников техниче-

ского университета. Она включает в себя следующие основные подцели [1].

2.1. Обеспечение всесторонней социализации и эффективной адаптации всех обучающихся в социально-экономических условиях общества, которое развивается.

2.2. Формирование и развитие профессионально значимых качеств и конкурентноспособной профессиональной компетентности личностей.

2.3. Углубление развития личности в чувственной сфере, способов продуктивного мышления и познания, умения учиться и самосовершенствоваться на протяжении всей жизни, способности к творческому научному поиску при решении поставленных задач.

2.4. Формирование и развитие ценностей личностного становления, а также рефлексивно-гуманистического менталитета будущего специалиста.

Содержание приведенных подцелей (2.1 – 2.4) указывает, в частности, на то, что для их достижения учебный процесс должен быть тесно связан с результатами научной деятельности преподавателей и привлечением студентов к самостоятельным научным исследованиям профессионального направления. Очевидно, наиболее благоприятные условия для этого создаются при наличии развивающейся научной школы выпускающей кафедры.

3. Современные тенденции развития профессионального образования и проблемы национального рынка труда

Современный этап развития образования в Украине, и профессионального образования в частности, обусловлен не только внутренними противоречиями социально-экономических преобразований в обществе, но и мировыми тенденциями развития человечества и формирования мирового образовательного пространства. Укажем на следующие современные тенденции развития профессионального образования.

3.1. В настоящее время происходит развитие процесса интернационализации образования не только по содержанию, но и по методике и организационным формам обучения. Перед человечеством встала проблема современности и будущего – создание единого интегрированного и одновременно разнообразного как образовательного, так и информационного пространства.

3.2. Высокие темпы развития современной науки и техники становятся причиной быстрого “старения” профессиональных знаний (приблизительно 2 – 4 года). Чтобы избежать кризиса безработицы и нехватки квалифицированных специалистов в системе образования развитых стран интенсивно внедряются прогрессивные информационные технологии для быстрого овладения новыми знаниями. По данным исследований International Data Corporation объем образовательных услуг с помощью WWW на рынке информационных технологий в 2000 году превысил 1 млрд. долларов, тогда как в 1997 году этот показатель составил менее 100 млн. долларов.

3.3. За последние десятилетия наблюдается мировая тенденция перехода к нетрадиционным формам и технологиям образования, о чем свидетельствует рост численности студентов и количества высших учебных заведений, которые ведут подготовку преимущественно на базе использования современных нетрадиционных технологий. Характерно, что за период с 1900 по 1960 год в мире таких вузов было создано 79, с 1960 по 1970 год – 70, с 1970 по 1980 год – 1886, а с 1980 по 1995 год – 700 [2]. Наиболее бурно развивается сегодня нетрадиционное дистанционное образование, преимущественно профессиональное.

3.4. Современное информационное общество поставило перед профессиональным образованием требования не только овладения будущими специалистами необходимых объемов общеобразовательных и профессиональных знаний, но и в первую очередь, требования, обеспечивающие возможность гибко адаптироваться в изменчивых жизненных ситуациях, самостоятельно обретать необходимые знания и применять их на практике.

3.5. Мировые образовательные теория и практика определяют, что учебный процесс в будущем должен стать более гибким, во многом независимым от жесткого государственного контроля и организовываться на конкурсной основе различными типами учебных заведений. Все обучающиеся сами будут иметь возможность выбирать из перечня учебных модулей обязательные – общеакадемические и профессиональные, а также факультативные – обще и профессионально развивающие. Кроме того, по желанию обучающихся будут выбираться учебное заведение, преподаватель и учебная дисциплина [1, 2].

Указанные *тенденции* (3.1 – 3.5) развития профессионального образования, очевидно, безусловно необходимо учитывать при выборе и организации стратегии и тактики совершенствования профессиональной подготовки выпускников вуза. Кроме того, на современном этапе социально-экономических преобразований в Украине нельзя не учитывать и тот факт, что определяющую роль в развитии образования играет реформирование национальной экономики и ее важнейшего компонента – рынка труда. Последний должен быть сформирован и начать действовать на принципиально новой основе максимального согласования трех компонентов государственной политики – экономической, социальной, и научно-технической. Формированию рынка труда и обеспечению необходимой динамики его развития в настоящее время препятствуют, помимо экономических причин, следующие проблемы:

- высокий уровень скрытой безработицы;
- отсутствие реального количественного и качественного спроса на профессиональные кадры;
- несовершенство системы оплаты труда и других форм мотивации, низкий уровень заработной платы;
- несформированность структур социального партнерства;
- слабая координация между службами занятости и системой профессиональной подготовки работников и специалистов;
- ориентация на устарелый перечень специальностей, профессий и квалифицированных требований к труженикам.

Для совершенствования профессиональной подготовки выпускников с целью преодоления указанных рыночных проблем необходимо значительно расширять международное сотрудничество в сфере профессионального образования и рынка труда. С этой целью предстоит создавать гибкие условия для внедрения передового зарубежного опыта и для интеграции национальной системы профессионального образования в международное образовательное пространство и рынок труда.

4. Принципы взаимодействия кафедры с научной школой для решения поставленной задачи

Нетрудно видеть, что в рамках поставленной задачи (см. п. 1) эффективное достижение цели профессионального образования с учётом совре-

менных тенденций его развития и состояния национального рынка труда сильно зависит от используемой стратегии и тактики разумного взаимодействия кафедры с научной школой. С другой стороны, выбор конкретных стратегических и тактических образовательных действий здесь определяется известными образовательными целями, социально-экономическими условиями, реальными ресурсными возможностями, организационной и профессиональной направленностью взаимодействия кафедры с научной школой.

На первый взгляд образовалась ситуация замкнутого круга проблем, затрудняющих выбор подхода к решению поставленной задачи. Для выхода из создавшейся ситуации необходимо сформулировать основные принципы взаимодействия кафедры с научной школой в общем деле совершенствования профессиональной подготовки выпускников.

Естественно, эти принципы должны вытекать из общеизвестных образовательных принципов [1, 12, 14], но более направленно определять предлагаемый способ решения поставленной задачи. Приведем с некоторыми уточнениями следующие основные принципы указанного взаимодействия.

4.1. Принцип единства профессиональной ориентации совместной деятельности кафедры и ее научной школы

Этот принцип предполагает тесную связь направлений исследований научной школы с образовательно-профессиональной программой (ОПП) и образовательно-профессиональной характеристикой (ОКХ) подготовки бакалавра, специалиста и магистра на выпускающей кафедре. Иными словами, содержание обучения, приобретаемые выпускниками знания, умения и навыки должны отвечать содержанию научных исследований и достигаемых результатов.

4.2. Принцип стартового уровня образования

Суть данного принципа заключается в том, что эффективность обучения по выбранной специальности достигается при наличии у обучающихся некоторого исходного уровня знаний, умений и навыков (например,

определенных навыков пользования компьютером, программирования, работы в Интернет и т.п.).

4.3. Принцип гуманистического обучения

Сущность принципа состоит в направленности обучения и всего образовательного процесса на человека как личность. Требуется создать максимально благоприятные условия для того, чтобы учащиеся хорошо овладели выбранной профессией, проявляли и развивали творческую индивидуальность, высокие гражданские, моральные, интеллектуальные качества, которые обеспечивали бы личности социальную защищенность и достойное существование.

4.4. Принцип приоритетности педагогической организации обучения и целесообразности использования информационных технологий

Этот принцип требует первоначальной педагогической организации и оценки эффективности каждого шага построения профессионального обучения. Потому на первый план необходимо ставить не внедрение информационных технологий, а соответствующее содержательное наполнение учебных дисциплин и образовательных услуг, а также организацию подготовки требуемых преподавательских кадров и организаторов обучения.

4.5. Принцип выбора содержания профессионального обучения

Сущность этого принципа состоит в том, что содержание обучения по данной специальности должно отвечать нормативным требованиям государственных образовательно–профессиональных стандартов, а также профессионально–квалифицированным требованиям рынка труда.

4.6. Принцип интеграции традиционных и нетрадиционных форм профессионального обучения

Потребность использования и разработки нетрадиционных форм обучения диктуется самой жизнью в стремлении к универсальности, интерна-

циональности, синтетичности, интегральности и гуманистичности образования. Так например, дистанционное образование (ДО) существует и развивается совместно с традиционными очной и заочной формами образования как система образовательных услуг для широких слоев населения страны и за рубежом с помощью необычной, специализированной информационно-образовательной среды, базирующейся на средствах обмена учебной информацией на расстоянии. ДО выгодно использовать для интенсификации самостоятельной работы и усиления творческой активности, самовыражения учащихся, а также для расширения эвристической составляющей учебного процесса за счет применения интерактивных форм занятий и мультимедийных учебных программ [2, 4 – 12].

4.7. Принцип научного систематического исследования и анализ актуальных проблем профессионального образования с целью его совершенствования

Развитие профессионального образования требует систематического проведения широкого круга научных исследований и разработок, связанных с решением всего спектра ее психолого-педагогических, организационно-управленческих, компьютерно-технологических, финансово-экономических и нормативно-правовых проблем [3, 12]. Результаты исследований должны совместно с преподавателями кафедры использоваться для решения конкретных задач совершенствования всего образовательного процесса профессиональной подготовки выпускников по требуемой специальности.

Приведенные принципы должны быть положены в основу синтеза предлагаемой методики решения поставленной задачи.

5. Методика решения поставленной задачи совершенствования профессиональной подготовки выпускников

В данной работе принят ключевой постулат о том, что каждая выпускающая кафедра технического университета располагает собственной на-

учной школой и совместными усилиями осуществляет образовательный процесс.

Специфика решения сформулированной в п.1 задачи, очевидно, имеет организационный характер. Отсюда, излагаемая в работе методика ее решения базируется на предложенных **принципах 4.1 – 4.7** и представляет собой систему целенаправленных мероприятий (действий) по организации, управлению и совершенствованию на выпускающей кафедре интегрированного комплекса образовательных услуг для профессиональной подготовки выпускников по требуемой специальности. Образовательные услуги осуществляются объединенными усилиями кафедры и научной школы на базе творческой интеграции их педагогического и научного потенциала с помощью совершенствующейся информационно-образовательной среды, включающей использование традиционных и нетрадиционных средств обучения, а также подготовку преподавательских кадров высшей квалификации посредством аспирантуры и докторантуры. В целом предлагаемая методическая система мероприятий направлена на получение эффективного организационного и содержательного единства в использовании результатов деятельности научной школы и учебно-методической, а также воспитательной работы кафедры для достижения поставленных целей профессионального обучения с учетом современных тенденций его развития и требований рынка труда.

В обобщенном виде методика решения поставленной задачи совершенствования профессиональной подготовки выпускаемых специалистов в техническом университете представляет собой следующую систему основных мероприятий и образовательных действий.

5.1. Весь комплекс образовательных услуг планируется и выполняется выпускающей кафедрой в соответствии с Законом Украины о высшем образовании [12], нормативно-правовыми документами [14], с концепцией кафедры и научной концепцией школы.

Учебно-методическая, научная и воспитательная работа по профессиональной подготовке выпускников требуемой специальности организуется согласно **принципу 4.1** (единство профессиональной ориентации совместной деятельности кафедры и ее научной школы) и **принципу 4.5** (выбор содержания профессионального обучения). Иными словами, руководство

кафедры и лица, ответственные за направления научных исследований, разрабатывают и реализуют мероприятия и образовательные действия, обеспечивающие **соответствие содержания обучения** (знаний, умений и навыков выпускников в рамках действующих стандартов ОКХ и ОПП по данной специальности) **содержанию результатов** проводимых **научных исследований**. Благодаря таким мероприятиям, обновляются и совершенствуются темы лекций, практические и лабораторные занятия по профильным дисциплинам специальности, а также разрабатываются домашние задания, темы реальных курсовых и дипломных работ и проектов, в основе которых лежит научная тематика и научные результаты аспирантов и докторантов кафедры. Кроме этого значительная часть студентов вовлекается непосредственно в работу студенческих научно-технических кружков под руководством ведущих доцентов и профессоров, а также в научно-исследовательскую работу по госбюджетным и хоздоговорным темам кафедры.

Реализация указанных мероприятий и образовательных услуг объединенными усилиями занимающихся наукой преподавателей и научных сотрудников либо, обеспечивает в достаточной мере достижение основных **подцелей 2.1 – 2.4** общей цели профессиональной подготовки выпускников кафедры (см. п. 2). При этом за счет создания и развития интегрированной информационно-образовательной среды с использованием традиционных и нетрадиционных средств обучения, массового приобщения студентов в учебном процессе к научным достижениям школы, а также спланированной целевой подготовки аспирантов и докторантов на кафедре, возникают реальные возможности совершенствования профессионального образования с учетом **тенденций его развития 3.1 – 3.5** и особенностей рынка труда, изложенных в п.3.

5.2. Руководствуясь **принципом 4.2.** (стартового уровня образования), выпускающая кафедра выполняет определенную довузовскую работу с абитуриентами, выбравшими данную специальность, а с поступившими на первый курс ежегодно в течение не менее трех недель проводит адаптационные занятия по математике, информатике и физике с целью формирования у обучающихся определенного исходного уровня знаний, умений и навыков, отвечающих избранной специальности. При этом обучение ори-

ентируется, главным образом, на достижение *подцелей 2.1 – 2.3* общей цели профессионального образования (см. п. 2).

5.3. Особое внимание при организации и реализации профессионального обучения на кафедре уделяется мероприятиям, обеспечивающим **направленность** обучения на человека – личность согласно *принципу 4.3* (гуманистического обучения), а также **приоритетность педагогических форм организации и оценки эффективности обучения** в соответствии с *принципом 4.4* (см. п. 4). Сущность указанных мероприятий нацелена на создание благоприятных условий для проведения и развития творческой индивидуальности студентов, их высоких гражданских, интеллектуальных качеств. При этом в первую очередь усилиями научной школы и преподавательского состава осуществляется соответствующее содержательное наполнение учебных программ, планов, образовательных дисциплин и услуг, а затем обоснованное, целесообразное использование информационных технологий обучения.

5.4. Учитывая современные тенденции развития профессионального образования и проблемы национального рынка труда (см. п. 3), а также руководствуясь *принципом 4.6* (интеграция традиционных и нетрадиционных форм обучения), выпускающая кафедра на базе использования достижений научной школы может расширить свой интегрированный комплекс образовательных услуг. Например, для развития *эвристической* составляющей учебного процесса, а также *интенсификации самостоятельной работы обучающихся* такое расширение можно реализовать с помощью *специальной информационно-образовательной среды дистанционного обучения* с применением интерактивных форм занятий и мультимедийных учебных средств. При этом должны соблюдаться международные технологические стандарты дистанционного обучения [6 – 11].

5.5. Для совершенствования профессиональной подготовки выпускников кафедра планирует и проводит систематические исследования и анализ актуальных проблем образования в рамках направлений исследований научной школы, руководствуясь *принципом 4.7* (см. п. 4).

Конкретное содержание мероприятий и образовательных услуг по совершенствованию профессиональной подготовки выпускаемых специалистов определяется стремлением достичь требуемых прогрессивных ре-

зультатов с учётом современных тенденций развития профессионального обучения и потребностей рынка труда. Вот, далеко не полный перечень желаемых достижений:

- увеличение профессионального уровня выпускников для повышения их востребованности на рынке труда;
- высокое научно-техническое качество и актуальность защищаемых дипломных работ и проектов;
- увеличение количества реальных курсовых и дипломных работ и проектов с внедрением в производство;
- увеличение количества остепененных преподавателей на выпускающей кафедре;
- развитие направлений исследований научной школы и достижение научных результатов мирового уровня с внедрением их в учебный процесс;
- расширение связей научной школы кафедры с промышленными предприятиями для внедрения научных разработок в производство и в целях подготовки кадров (в том числе и высшей квалификации – кандидатов и докторов наук) по заказам предприятий;
- углубление и расширение международных связей кафедры в образовательной и научной сферах;
- подготовка новых лекционных курсов по специальности, лабораторных работ и электронных обучающих средств и систем;
- подготовка учебников и учебных пособий для дистанционного обучения;
- разработка и внедрение в учебный процесс информационных технологий нетрадиционного обучения.

Правомерность и достаточную эффективность предложенной образовательной методики подтвердил излагаемый ниже многолетний опыт работы выпускающей кафедры «Программное обеспечение компьютерных систем» (ПОКС) Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» совместно с её плодотворной и многочисленной научной школой.

6. Опыт совершенствования профессиональной подготовки выпускников на кафедре «Программное обеспечение компьютерных систем» ХАИ

Выпускающая кафедра «ПОКС» образована в 1988г. и по настоящее время обеспечивает подготовку выпускников по специальности «Программное обеспечение автоматизированных систем» (6.080403 – бакалавр, 7.080403 – специалист, 8.080403 – магистр) образовательного направления 0804 – «Компьютерные науки». Случилось так, что заведующий кафедрой (автор этих строк) пришел работать в ХАИ в 1968 году уже со своими учениками. Вместе они отпочковались от известной в бывшем СССР плеяды научной школы выдающихся ученых в области прикладной математики и технической кибернетики – академика Национальной академии Украины В.Л. Рвачева и Ю.И. Журавлева, ныне академика Российской академии наук. Таким образом на кафедре ПОКС под руководством её заведующего начала развиваться научная школа, широко известная сегодня под названием: «Методология, технология инженерии квантов знаний и создание интеллектуальных систем поддержки решений и управления».

Круг профессиональных образовательных и научных интересов школы совпадал и замкнулся на интегрированных усилиях исследования сложной актуальной проблемы живого интеллекта, а именно – моделирование ***феномена умения человека*** распознавать разнотипные образы и принимать решения в условиях неопределенности, чтобы управлять сложными производственными системами. Главная обоюдная цель выпускающей кафедры и научной школы состояла в создании комплекса образовательных услуг для подготовки выпускников по указанной специальности ПОАС на базе совместной разработки научных методов моделирования этого феномена и построения соответствующих программно-алгоритмических систем искусственного интеллекта для поддержки решений в творческой и производственной деятельности выпускаемых специалистов. Тем более что к этому времени уже были опубликованы существенные научные результаты школы в монографиях:

1. Автоматизация проектирования и анализа элементов управляющих вычислительных систем / Ю.Н. Степанов, И.Б. Сироджа, Э.В. Лысенко, В.А. Попов. – Х.: ХВВУ им. маршала СССР Н.И. Крылова, 1972. – 273 с.

2. Теоретические вопросы автоматизации медико-биологических исследований / И.Б. Сироджа, А.С. Черепнев, А.С. Капрельянц, В.А. Попов. – К.: Наук. думка, 1982. – 120 с.

3. Теория R-функций и актуальные проблемы прикладной математики / В.С. Проценко, Ю.Г. Стоян, И.Б. Сироджа, И.В. Гончарюк, Г.В. Манько и др. – К.: Наук. думка, 1986. – 394 с.

4. Сироджа И.Б., Тупало В.Г., Левин С.В. Структурно-аналитические модели и алгоритмы распознавания и идентификации объектов управления. – К.: Техника, 1993. – 254 с.

С 1990 г. образовательные и научные интересы кафедры закономерно расширяются на новые направления искусственного интеллекта под названием *«инженерия знаний»*, которую предложил в США известный кибернетик Эдвард Фейгенбаум. Это направление дало значительный толчок мировому развитию теории и практики *экспертных систем (ЭС), ориентированных на знания*. Исследования были сориентированы на построение ЭС путем перехода обработки данных к представлению, обработке и машинному манипулированию знаниями. Ученые кафедры исходили из того, что человеку свойственно манипулировать *знаниями* как содержательными порциями (*квантами*) информации и впервые предложили оригинальный *квантовый подход* к моделированию процесса причинно-следственных рассуждений при формировании искомых решений как *знаний-следствий*, которые вытекают из *знаний-посылок*. Используя эту идею, на кафедре был разработан принципиально новый *метод разноразмерных алгоритмических квантов знаний (РАКЗ-метод)* для принятия решений в условиях неопределенности. Таким образом, возникло новое научное направление *«инженерия квантов знаний»* для создания интеллектуальных информационных технологий принятия решений и управления.

Заметим, как математический объект *квант знаний* – это содержательная формализованная алгоритмическая структура данных с соответствующей семантикой, которой может отвечать *порция информации 0-го уровня* (число), *1-го уровня* (вектор) и *2-го уровня* (матрица) об объекте принятия решений (ОПР). Новая структуризация знаний *квантами* в векторно-матричной форме впервые дала возможность *явно* манипулировать *знаниями* средствами машинных алгебр. Одновременно в отличие от тра-

диционных продукционных, фреймовых моделей знаний и нейросетей стало возможным синтезировать *базу квантов знаний* (БКЗ) как систему *импликативных и функциональных закономерностей* предметной области в виде *квантовой логической сети рассуждений*, которая способна обучаться на эмпирических данных и сценарных примерах, а также выполнять роль механизма логического вывода решений. Все это отвечало не только теоретическим разработкам мирового уровня, но и дало существенное развитие учебно-методической базы для совершенствования структуры и наполнения профильных дисциплин по данной специальности (лекций, практических и лабораторных работ), а также формирования тем домашних, курсовых и дипломных работ студентов.

К этому времени в академических изданиях были опубликованы соответствующие монографии, имеющие большое теоретическое и практическое значение:

1. Сироджа И.Б., Петренко Т.Ю. Метод разноуровневых алгоритмических квантов знаний для принятия производственных решений при недостатке и нечеткости данных. – К.: Наук. думка, 2000. – 247 с.

2. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 423 с.

В прикладном аспекте на базе использования указанных теоретических достижений научной школы были разработаны и внедрены в производство на предприятиях Украины и России (в частности: в АНТК «Антонов», КиГАЗ «Авиант» г. Киев, ЗМКБ «Прогресс», Новолипецкий металлургический комбинат г. Липецк) ряд программных комплексов для поддержки производственных решений и управления, которые используются *интеллектуальные информационные технологии* промышленного назначения.

Теоретические и практические результаты научной школы широко используются в научном процессе ряда университетов Украины, за рубежом и в научно-исследовательской работе выпускающей кафедры. Изданы учебники «Математическая логика и теория алгоритмов», «Теория графов» по курсу «Основы дискретной математики», а также 20 учебных пособий для студентов специальности ПОАС. Существенно преобразованы лекционно-практические курсы «Базы данных и знаний», «Программное обеспечение систем искусственного интеллекта», «Проектирование про-

изводственных экспертных систем» и др. в блоке дисциплин «Программная инженерия».

В этой связи примечателен факт формирования на кафедре личностей, достигающих высокий уровень педагогической и научной подготовки, в которой важнейшую роль играют непрерывно функционирующие на кафедре аспирантура и докторантура. Нельзя не отметить выдающихся личностей Н.Г. Голубь, А.С. Кулик, А.Ю. Соколов, которые не только окончили ХАИ и достигли здесь научных степеней, но и самоотверженно работают на благо ХАИ.

Голубь Надежда Григорьевна – (к.т.н. с 1981 г.), доцент кафедры №603, опытный педагог-мастер по программированию, автор более 50 учебно-методических работ, а также учебника-бестселлера: *Искусство программирования на Ассемблере. Лекции и упражнения.* – СПб.: «ДиасофтЮП», 2002. – 656 с., который выдержал уже 2 издания на Украине и в России.

Кулик Анатолий Степанович – (д.т.н. с 1992 г.), профессор, декан факультета №3 «СУЛА», заведующий кафедры №301, генеральный директор общественной организации «Международная ассоциация выпускников ХАИ» известен как энергичный, талантливый организатор, исследователь и лектор, лауреат Государственной премии Украины за 2003 г., автор нового научного метода *сигнально-параметрического диагностирования систем управления*, основатель в ХАИ своей научной школы.

Соколов Александр Юрьевич – (д.т.н. с 2001 г.), профессор, заведующий кафедры №305, молодой, перспективный исследователь и педагог. Он впервые разработал научные основы *алгебраической теории* с использованием fuzzy logic и fuzzy-контролеров для анализа и синтеза интеллектуальных систем управления сложными динамическими объектами. В отличие от традиционных подходов это позволило решить фундаментальные задачи *наблюдаемости, управляемости и устойчивости* плохоформализованных (лингвистических) систем и положил начало своей научной школы в ХАИ.

С 2000 г. кафедра ПОКС развернула научное сотрудничество с кафедрой №104 – «Технология производства летательных аппаратов» в направлении автоматизации технологической подготовки авиационного произ-

водства при выполнении госбюджетной темы «Методологические основы синтеза перспективных конструкций летательных аппаратов на базе современных технологий и материалов» под руководством ректора ХАИ проф. Кривцова В.С. Это плодотворное сотрудничество кардинально повлияло на формирование нового прикладного направления использования научных и образовательных результатов выпускающей кафедры. Речь идет о совместном создании интеллектуальных систем поддержки принятия технологических решений (ИСППТР) на основе построения динамических баз знаний, способных обучаться, накапливать знания и профессиональный опыт отечественного и зарубежного машиностроения. В результате сотрудничества был разработан исследовательский прототип ИСППТР «КВАНТ+» для технологической подготовки машиностроительных деталей путем механообработки, аргонодуговой наплавки, листовой и горячей штамповки с компьютерной генерацией соответствующей технологической документацией.

В этом направлении выполняются диссертационные исследования *большой группы аспирантов* (Киричук Е.П., Варфоломеева И.В., Шиховцов С.В., Устинова А.Н., Топал А.С., Лёлин В.В., Бастеев Д.А., Россоха И.Е., Россоха С.В.) и работы *магистров* кафедры (Молодых Л.С., Петросянц Е.С., Смородин М.А., Шлегель Е.А., Бобко Д.А.), а также многие выпускные работы бакалавров и специалистов под руководством заведующего кафедрой и докторанта к.т.н. Шостака И.В.

Под руководством к.т.н. Шостака И.В. аспирантом Топалом А.С. разработан прототип интеллектуального агентства на основе онтологического подхода для решения проблем преодоления неопределенностей различных типов, возникающих в процессе принятия решений при управлении сложными объектами. Созданы предметные онтологии, согласно иерархической структуры организации предприятий авиационной отрасли.

В направлении непосредственной связи научных результатов с образовательным процессом выпускающей кафедры ПОКС ведутся научные исследования и разработки под руководством к.т.н., доцента Мокляка Н.Г. По результатам исследований обобщенных ER-моделей, а также принципов автоматизации процесса разработки отраслевых стандартов высшего образования ассистентами Слисаренко Н.М., Каргапольцевым П.А. и

группой студентов созданы действующие программные подсистемы компьютерной генерации ОКХ, ОПП и средств диагностики знаний студентов. Проведена их успешная апробация при разработке отраслевых стандартов специальности «Программное обеспечение автоматизированных систем».

В январе и марте 2005 года на кафедре защищены кандидатская диссертация адъюнкта Куренко А.Н. на спецтему с использованием нечетких квантов знаний и асс. Гордиенко Л.А. на тему „Модели и средства инженерии квантов знаний для автоматизации принятия решений в технологической подготовке листоштамповочного производства”. На вторую половину 2005 года намечены представление и защиты аспирантов Киричук Е.П., Варфоломеева И.В., Топал А.С., Бастеева Д.А., а также докторская диссертация к.т.н. Шостака И.В.

Все вышеизложенное свидетельствует о том, что выпускающая кафедра ПОКС совместно с исследователями ее научной школы выполняла конкретные образовательные мероприятия в соответствии с действующей концепцией выпускающей кафедры, ее научной концепцией, а также с предложенной в п.5. методикой по совершенствованию профессиональной подготовки выпускников по специальности 8.080403 – ПОАС.

Заключение

Таким образом, изложенный опыт работы выпускающей кафедры ПОКС подтверждает тот факт, что ее мощный научный и образовательный потенциал в интегральной совокупности позволяет кафедре систематически совершенствовать организацию учебного процесса, воспитывать кадры высшей квалификации и повышать качество профессиональной подготовки выпускников по специальности 080403 – ПОАС.

Литература

1. Кремень В.Г. Дистанційна освіта – перспективний шлях розв’язання сучасних проблем розвитку професійної освіти // Вісник академії дистанційної освіти. –2003. – № 1. – С. 4 – 11.

2. Андреев А.А., Солдаткин В.И. Дистанционное обучение: сущность, технология, организация. – М.: МЭСИ, 1997. – 226 с.
3. Биков В.Ю. Структура актуальних напрямів (тематики) досліджень проблем дистанційної професійної освіти // Вісник академії дистанційної освіти. – 2003. – № 1. – С. 22 – 26.
4. Кухаренко В.М., Рибалко О.В., Сиротенко Н.Г. Дистанційне навчання: Умови застосування. Дистанційний курс: Навч. посіб. 3-є вид. / За ред. В.М. Кухаренка. – Х.: НГУ “ХІП”, “Торсінг”, 2002. – 320 с.
5. Кухаренко В.М., Сиротенко Н.Г. Методологічні аспекти е-дистанційного навчання // Вісник академії дистанційної освіти. – 2003. – № 1. – С. 16 – 24.
6. Башмаков А.И., Башмаков И.А. Разработка компьютерных учебников и обучающих систем. – М.: Информ.-изд. дом «Филинь», 2003. – 616 с.
7. ISO (International Standards Organization) – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.iso.ch/>.
8. Aviation Industry CBT Committee (AICC) – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.aicc.org/>.
9. The Instructional Management Systems (IMS) – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.imsproject.org/>.
10. Advanced Distributed Learning Initiative (ADL) – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.adlnet.org/>.
11. IEEE Learning Technology Standards Committee (LTSC) – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ltsc.ieee.org/>.
12. Закон України про вищу освіту від 17.01.2002р. № 2984-14 – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.rada.kiev.ua/cgi-bin/putfile.cgi.
13. Міністерство освіти і науки України [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www/ministry.edu-ua.net>; www.education.gov.ua.
14. Освіта України: Нормативно-правові документи. – К.: Міленіум, 2001. – 472 с.

Поступила в редакцию 20.04.2005

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

<i>БАБУШКИН</i> Анатолий Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
<i>БЕЗРУЧКО</i> Константин Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, проректор
<i>БОЖКО</i> Валерий Павлович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
<i>БОРИСЕВИЧ</i> Владимир Карпович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, директор международного НИИ новых технологий и материалов
<i>БЫЧКОВ</i> Сергей Андреевич	АНТК им. О.К. Антонова, доктор технических наук, профессор, главный инженер
<i>ВАСИЛЬЕВ</i> Владимир Николаевич	Национальный авиационный университет, кандидат технических наук, доцент, профессор
<i>ГАВВА</i> Владимир Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат экономических наук, доцент
<i>ГАЙДАЧУК</i> Александр Витальевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, проректор, заведующий кафедрой
<i>ГАЙДАЧУК</i> Виталий Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Лауреат Государственной премии Украины, доктор технических наук, профессор
<i>ГАКАЛ</i> Павел Григорьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
<i>ГАНЖА</i> Евгений. Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, старший научный сотрудник.

ГОРБЕНКО Геннадий Александрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ГРЕБЕНИКОВ Александр Григорьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор
ГРИСТАН Арнольд Самуилович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", старший научный сотрудник
ГУБИН Сергей Викторович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ДАВИДОВ Альберт Оганезович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", аспирант
ДЕНИСЮК Валерий Николаевич	ГП "Запорожское машиностроительное конструкторское бюро "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко, главный конструктор
ДЕРГАЧЕВ Владимир Андреевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ДМИТРИЕВ Сергей Владимирович	ГП "Запорожское машиностроительное конструкторское бюро "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко, начальник отдела
ДОЛМАТОВ Анатолий Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ДОЦЕНКО Владимир Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ДРУЖИНИН Евгений Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ЕПИФАНОВ Сергей Валерьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой

ЗАБОЛОТНЫЙ Александр Витальевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, ассистент
ЗАЛОГИН Игорь Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ЗАВГОРОДНИЙ Андрей Юрьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", аспирант
ЗАЙЦЕВ Виталий Егорьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ИЛЮШКО Виктор Михайлович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, декан, заведующий кафедрой
КАРПОВ Яков Семенович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Лауреат Государственной премии Украины, доктор технических наук, профессор, проректор, заведующий кафедрой
КИРИЧЕК Т. А.	Сумской государственный университет, аспирант
КОВАЛЕНКО Петр Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
КОЖУХОВ Валерий Дмитриевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой
КОНИН Валерий Викторович	Национальный авиационный университет, доктор технических наук, профессор
КОСТЮК Геннадий Игоревич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
КОШЕВОЙ Николай Дмитриевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой

-
- | | |
|--|---|
| КРАВЧЕНКО
Игорь Федорович | ГП “Запорожское машиностроительное конструкторское бюро “Прогресс” им. академика А.Г. Ивченко, первый заместитель руководителя предприятия, Главный конструктор |
| КРИВЦОВ
Владимир Станиславович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук, профессор, Лауреат Государственной премии Украины, ректор, заведующий кафедрой |
| КУЛИК
Анатолий Степанович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, лауреат Государственной премии Украины, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой |
| <div style="border: 1px solid black; padding: 2px; display: inline-block;">КУЧМИЕВ</div>
Владимир Гаврилович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, старший научный сотрудник |
| ЛАВРО
Николай Александрович | Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, кандидат технических наук, первый заместитель Генерального директора |
| ЛЫСЕНКО
Александр Иванович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, доцент |
| МАЛЕЕВА
Ольга Владимировна | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, доктор технических наук, профессор |
| МЕДВЕДЕВ
Владимир Николаевич | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, инженер |
| МИНТЮК
Виталий Борисович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, старший научный сотрудник |
| МИРНАЯ
Елена Владимировна | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, ассистент |
| МОМОТ
Валерий Михайлович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, кандидат технических наук, доцент |

НАУМЕНКО Александр Маркович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
НАУМОВА Елена Эдуардовна	Харьковский институт экономики и бизнеса, кандидат технических наук, заведующая кафедрой
НЕЧИПОРУК Николай Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, профессор, проректор
ОЛЕЙНИК Алексей .Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, докторант
ПИЩУХИНА Ольга Александровна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ПЛАНКОВСКИЙ Сергей Игоревич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ПОГУРЕЛЬСКИЙ Алексей Сергеевич	Национальный авиационный университет, научный сотрудник
ПРОХОРОВ Александр Валерьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
СЕРГЕЕВ Сергей Валерьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, докторант, доцент
СИМБИРСКИЙ Дмитрий Федорович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор
СИРОДЖА Игорь Борисович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
СМИРНОВ Николай Дмитриевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", студент
СОБЧАК Андрей Павлович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент

СОКОЛОВ Александр Юрьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
СУХОРЕБРЫЙ Виктор Гаврилович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
СУШИЧ Алексей Петрович	Национальный авиационный университет, научный сотрудник
УГРЮМОВ Михаил Леонидович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, доцент
ФЕДОРОВИЧ Олег Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ФРОЛОВ Виктор Петрович	Государственное конструкторского бюро «Южное» им. М. К. Янгеля, начальник отдела
ХАЛИЛОВ Сиявуш Ахмедович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", старший научный сотрудник
ХАРЧЕНКО Андрей Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", научный сотрудник
ХАРЧЕНКО Виталий Григорьевич	ГП «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, начальник КБ
ХАРЧЕНКО Владимир Петрович	Национальный авиационный университет, доктор технических наук, профессор, проректор, заведующий кафедрой
ХАРЧЕНКО Вячеслав Сергеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ХОДАРЕВ Константин Викторович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", студент
ХОМЯКОВ Эдуард Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор

-
- | | |
|--|---|
| ЧЕРЕПАЩУК
Григорий Александрович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ",
кандидат технических наук, доцент |
| ЧЕРНЫШЕВ
Юрий Константинович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ",
кандидат технических наук, доцент |
| ЧУХРАЙ
Андрей Григорьевич | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ",
кандидат технических наук, доцент |
| ЧУМАЧЕНКО
Игорь Владимирович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", доктор технических наук, профессор, декан, заведующий кафедрой |
| ФИЛЬШТИНСКИЙ
Леонид Аншелович | Сумской государственный университет,
доктор физико-математических наук,
профессор, заведующий кафедрой |
| ФОМИЧЕВ
Петр.Александрович. | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", , доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой |
| ФОРТИНОВ
Леонид Григорьевич | Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, доктор технических наук, главный. научный сотрудник |
| ШКАЛОВА
Алла Владимировна | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник международного НИИ новых технологий и материалов |

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Бабушкин А.И.	128
Безручко К.В.	228
Божко В.П.	391
Борисевич В.К.	171
Бычков С.А.	182
Васильев В.В.	268
Гавва В.Н.	128
Гайдачук А.В.	21
Гайдачук В.Е.	21
Гакал П. Г.	243
Ганжа Е. П.	243
Горбенко Г. А.	243
Гребенщиков А.Г.	182
Гристан А.С.	399
Губин С.В.	228
Давидов А.О.	228
Денисюк В.Н.	52
Дергачев В.А.	259
Дмитриев С.В.	52
Долматов А.И.	69
Доценко В.Н.	64
Дружинин Е.А.	338
Епифанов С.В.	77
Заболотный А.В.	259
Залогин И.Е.	280
Завгородний А.Ю.	304
Зайцев В.Е.	87
Илюшко В.М.	294
Карпов Я.С.	21, 96
Киричек Т.А.	162
Коваленко П.И.	171, 259
Кожухов В.Д.	317
Конин В.В.	250
Костюк Г.И.	135
Кошевой Н.Д.	259
Кравченко И.Ф.	40,52
Кривцов В.С.	7, 87, 151, 304
Кулик А.С.	304

Кучмиев В.Г.	280
Лавро Н.Г.	219
Лысенко А.И.	377
Макеева О.В.	338
Медведев В.Н.	284
Минтюк В.Б.	151
Мирная Е.В.	304
Момот В.М.	377
Науменко А.М.	259
Наумовна Е.Э.	284
Нечипорук Н.В.	204
Олейник А.В.	77
Пищухина О.А.	304
Планковский С.И.	7
Погурельский А.С.	250
Прохоров А.В.	338
Сергеев С.В.	69
Симбирский Д.Ф.	77
Сироджа И.Б.	412
Смирнов Н.Д.	294
Собчак А.П.	294
Соколов А.Ю.	327
Сухоребрый В.Г.	399
Сушич А.П.	250
Угрюмов М.Л.	327
Фролов В.П.	228
Халилов С.А.	151
Харченко А.А.	228
Харченко В.Г.	52
Харченко В.П.	250, 268
Харченко В.С.	352
Ходарев К.В.	294
Хомяков Э.Н.	284
Черепашук Г.А.	259
Чернышев Ю.К.	327
Чухрай А.Г.	204
Чумаченко И.В.	377
Федорович О.Е.	338
Фильштинский Л.А.	162
Фомичев П.А.	200
Фортинов Л.Г.	208
Шкалова А.В.	171