

УДК 621.751.47

А.В. ЛОСЕВ¹, В.А. ФАДЕЕВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ГП «Харьковский машиностроительный завод ФЭД», Украина

ОТДЕЛОЧНО-ЗАЧИСТНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОИЗВОДСТВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И В МАШИНОСТРОЕНИИ

В статье рассматривается влияние технологических загрязнений поверхностей деталей на ресурс и надежность изделий машиностроения.

ликвиды, частицы, промышленная чистота, микрорельеф, надежность, ресурс

Об интенсивном развитии зачистных и отделочных технологий в высокоразвитых в промышленном отношении странах можно судить по нарастающему объему информации в последние пятнадцать лет. Только в США за эти годы число фирм, работающих в данной области техники, увеличилось в несколько раз. За этот период количество отделочно-очистных методов выросло до 110 и на порядок больше моделей оборудования для их реализации. В Японии, Китае, Южной Корее и др. странах организованы специализированные научно-исследовательские центры по развитию отделочно-зачистных технологий [1, 2].

В чем причина столь пристального внимания ведущих машиностроительных фирм мира к исследованиям и разработкам в этой области техники, а отечественное машиностроение, за исключением аэрокосмической отрасли, практически не использует эту группу технологий? Попробуем проанализировать отечественные и зарубежные работы в данной области техники.

Многие исследователи объясняют необходимость удаления ликвидов по следующим причинам: функциональным, эргономическим и эстетическим.

1. Эстетические – ухудшение товарного вида изделий, ухудшают сцепление с лакокрасочными и другими покрытиями.

2. Эргономические – опасность травмирования в

процессе работы и способствуют повреждению поверхностей при транспортировке.

3. Функциональные – это предотвращение отказов гидравлических систем, связанные с заклиниванием распределительных и регулирующих устройств, а также повышенного износа ответственных деталей, происходящего при попадании в зазоры трущихся пар твердых металлических частиц [3 – 5] затруднение при сборке и позиционировании, снижение усталостной прочности и т.п. Частицы заусенцев или материала инструментов, попадая в гидравлическую либо пневматическую систему, переносятся рабочей средой по всей системе, повреждают или нарушают работу наиболее чувствительных элементов: манжетных уплотнений, золотниковых, плунжерных пар, подшипников, зубчатых передач, деталей замков, клапанов и др. Заусенцы вызывают завихрения в потоке газа или жидкости, нарушая равномерность потока. Удаление ликвидов это неотъемлемая часть мероприятий по обеспечению промышленной чистоты в производстве изделий машиностроения.

По литературным данным отделочно-зачистные технологии в Японии, США, Германии, Южной Корее и др. странах являются обязательной частью целостных технологических систем, обеспечивающих функционально необходимую надежность и ресурс машин. Интенсивный износ трущихся пар и

выход их из строя отмечен при наличии в рабочих жидкостях металлических и др. загрязняющих частиц [3, 5]. Повышение тонкости очистки в гидравлических системах с 25 до 5 мкм позволяет увеличить срок службы: насосов в 10 раз; гидроаппаратуры в 5...7 раз. Очистка гидросистем с 25 до 3 мкм обеспечивает увеличение ресурса прецизионных элементов оборудования в 6...8 раз [3, 4].

Гранулометрический анализ твердых частиц, обнаруженных в полостях и на поверхностях деталей агрегатов летательных аппаратов, позволил выявить, что доминирующими являются металлические. Разброс размеров металлических частиц от сотых долей до 200 мкм. Наиболее массовые частицы (более 95%) имеют величину менее 10 мкм, из них более 98% частиц имеют размеры менее 5 мкм [6]. Причем их количество с уменьшением размеров увеличивается по гиперболической зависимости.

При изучении технологических загрязнений на поверхностях деталей было выявлено, что все виды механической обработки, при которых используется режущий инструмент, образуют на поверхностях и кромках помимо заусенцев (200...50 мкм) еще микрочастицы и микрозаусенцы (50 мкм и менее), обладающие большой проникающей способностью из-за своих размеров.

В отечественном машиностроении до сих пор имеют место упрощенные взгляды на очистку деталей и полостей агрегатов от твердых микро- и макро- частиц. Достаточно большое количество работ приводят противоречивые сведения о связи размера частиц с величиной зазора и износом трущихся пар. В одних литературных источниках указывают: если частицы свободно проходят через зазор, то они не вызывают повреждений и износа; в других утверждается о безвредности твердых частиц менее 1,0 мкм; некоторые исследователи считают, что даже частицы в доли микрона вызывают износ и способны при вести к выходу из строя изделий при возникновении неблагоприятных условий работы

(экстремальных нагрузок, температур, скоростей и т.п.). В то же время практически все авторы отмечают влияние на интенсивный износ трущихся пар продуктов процесса приработки. Следует отметить, что размеры твердых частиц образующихся в процессе приработки измеряются сотыми долями микрометра. Противоречивые сведения свидетельствуют об отсутствии достоверной информации по данной теме.

Обследование предприятий различных отраслей позволило определить удельный вес отделочно-зачистных операций в общей трудоемкости изготовления изделий: в производстве боеприпасов – до 70%, в авиадвигателестроении – до 46%, в приборостроении – до 38%, в ракетостроении – до 40%, в судостроении (арматурное производство) – 10...22%, в электротехнической промышленности – до 16%, в станкостроении – 8...15%, в автомобилестроении – 4...10%, в тракторостроении – 2...8% [7]. Трудоемкость отделочно-зачистных операций косвенно отражает качество выпускаемой продукции. Установлено, что кроме производства боеприпасов и аэрокосмической промышленности, машиностроители СНГ не связывают качество выпускаемых машин с технологиями по обеспечению промышленной чистоты.

Рассмотрим на примере производства и эксплуатации агрегатов аэрокосмической техники влияния технологических загрязнений на эксплуатационные показатели. Для агрегатного производства характерны: высокая точность изготовления деталей; многономенклатурность деталей и материалов; высокие требования к надежности изделий, которую обеспечивают качество очистки; микронные зазоры в подвижных золотниковых и плунжерных парах; ограниченное применение абразивной обработки из-за шаржирования обрабатываемых поверхностей; постоянное обновление выпускаемых изделий; мелкосерийность производства. Для деталей агрегатов характерны: сложная конфигурация внутренних и

внешних поверхностей деталей; малая жесткость; глубокие отверстия малых диаметров (0,8...1,5 мм); пересекающиеся каналы с расточками и карманами; наличие тонкостенных элементов, мелких резьб, глухих отверстий и каналов длиной более десяти диаметров и т.п.; допуски на взаимное расположение осей отверстий в пределах $\pm 0,01...0,1$ мм; биение резьбы относительно отверстий не более 0,05 мм; поля допусков на размеры охватывающих поверхностей – по 6-11-му квалитетам; поля допусков на размеры охватываемых поверхностей – по 5 – 7-му квалитетам; отклонение от геометрической формы прецизионных пар – 1...3 мкм; допуск на зазор в пределах 2...4 мкм; допуск на расстояние между отсечными кромками – 5...15 мкм; шероховатость от 3,2...0,8 мкм соединительных каналов до 0,04 мкм плунжерных и золотниковых пар и т.п.; использование высоколегированных сплавов и сталей – ЭИ347-Ш, ЭП176, ЭИ415, 38Х2МЮА, 9Х1 и др., алюминиевых сплавов – АЛ9, АК4 и др., имеющих различную твердость.

Твердые частицы являются абразивом по отношению к более мягким материалам деталей агрегатов. В работах [6, 8] приведены данные о зависимости съема материала от размера твердых частиц. Обеспечение промышленной чистоты авиационных агрегатов в производстве и эксплуатации в значительной степени зависит от определения источников загрязнения. Поэтому нами были исследованы все виды механической обработки, в основу которых положены процессы резания, и установлено, что они сопровождаются образованием заусенцев на кромках, а также микрозаусенцев и микрочастиц на поверхностях деталей [6, 7, 9]. Известно, что подавляющее количество загрязняющих частиц, образующихся в процессе производства, имеют размеры менее 5 мкм [10]. В то же время установлен факт постепенного увеличения концентрации частиц малой величины в рабочих жидкостях в процессе эксплуатации, не удерживаемых бортовыми фильтра-

ми, на порядок и более. При этом статистика отказов показывает, что основная доля приходится на превышение норм по массовой концентрации. Пример зависимости наработки на отказ золотниковых агрегатов ГА-142, ГА-163, ГА-213 и гидронасосов НП- 43М, НП-9 от класса чистоты рабочих жидкостей с учетом превышения норм по массовой концентрации < 5мкм показана в публикации [11]. Увеличение количества частиц в два раза уменьшает ресурс в четыре раза. Очевидность влияния микрочастиц на ресурс агрегатов не вызывает сомнения. Поэтому одним из наиболее важных мероприятий по обеспечению безотказности и увеличению ресурса гидротопливных агрегатов машин является очистка поверхностей и кромок деталей от технологических загрязнений в виде частиц металла. Топливные и гидравлические агрегаты летательных аппаратов имеют большое количество различных по конструкции и назначению золотниковых и плунжерных пар. По существу надежность агрегатов определяют наиболее точные элементы конструкции – золотниковые и плунжерные пары. Необходимым условием безотказной работы является высокая стабильность сил трения в данных парах [3, 6, 9]. Попадая в зазоры между рабочими поверхностями прецизионных пар, твердые частицы могут вызвать увеличение сил трения, задиры и заклинивание трущихся пар. Вероятность повреждения механизмов зависит от концентрации загрязняющих частиц. Причем чем точнее механизм, тем ощутимее влияние частиц. На рис. 1 приведены статистические данные причин съёмов авиационных двигателей с испытаний в процессе производства [12]. Подавляющее большинство съёмов двигателей связано с технологическими загрязнениями.

В отечественном машиностроении существует понятие “установившейся” или “равновесной” шероховатости, которая образуется в начальный период эксплуатации машин в процессе износа пар трения и не соответствует шероховатости заданной в

чертежах. Это обстоятельство ставит под сомнение эффективное влияние заданной шероховатости поверхностей деталей на эксплуатационные характеристики машин [11]. Отметим, что процесс приработки сопровождается интенсивным износом трущихся пар, который может достигать 50% допустимого износа. Ликвидация или уменьшение износа на стадии приработки обеспечит значительный рост ресурса изделий. Устранение не контролируемого изменения микрорельефа поверхностей трущихся пар позволяет в конечном итоге прогнозировать ресурс и надежность изделий машиностроения. Работы по созданию износостойкого микрорельефа ведут во многих развитых в промышленном отношении странах [13]. Например, в соответствии со стандартом DIN 4776, действующим в западноевропейских странах, контролируют кроме параметров микрогеометрии поверхности форму профиля.

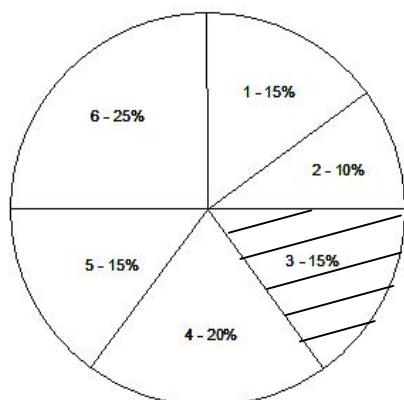


Рис. 1. Статистические данные отказов авиадвигателей на стендовых испытаниях:
 1 – несоблюдение требований по чистоте при технологических процессах сборки;
 2 – загрязненность продуктами приработки при испытаниях;
 3 – нетехнологичность конструкций двигателей и их узлов;
 4 – некачественная очистка рабочих жидкостей;
 5 – недостаточная объективность контроля качества очистки от загрязнений;
 6 – несовершенство методов промывки деталей, узлов и собранных деталей

Используя кривую Аббота-Файерстоуна, можно выделить следующие элементы профиля шероховатости (рис. 2): усредненную высоту выступов; быстро изнашивающуюся в начальный период эксплуа-

тации (R_{pk}); глубину неровностей профиля поверхности, являющуюся основой профиля поверхности, длительное время находящуюся в работе, и оказывающую основное влияние на срок службы изделия (R_k); усредненную глубину впадин, определяющих смазывающую способность поверхности (R_{vk}).

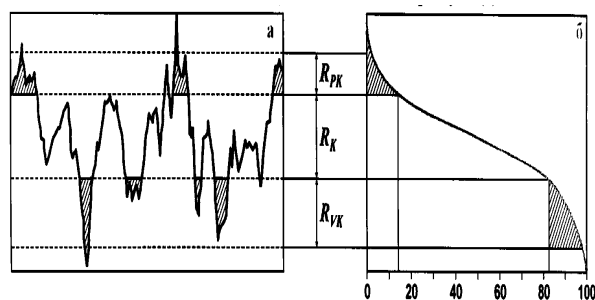


Рис. 2. Профилограмма(а) и кривая Аббота-Файерстоуна (б): R_{pk} – быстро-изнашивающаяся часть профиля; R_k – часть профиля при длительной эксплуатации; R_{vk} – усредненная глубина впадин профиля, удерживающих смазку

Математически кривая Аббота-Файерстоуна представляет собой кривую суммарной частоты ординат профиля [14]. Определение характеристик профиля шероховатости позволяет на стадии изготовления сформировать функционально необходимый микрорельеф поверхностей (получить износостойчивый профиль) и избежать интенсивного износа в эксплуатации, а значит, и загрязнения гидравлических систем. Результаты контроля параметров микрогеометрии поверхностей косвенно объясняют изменение шероховатости после приработки трущихся пар. Зависимость величины съема материала от величины твердых частиц выглядит так: для мягких материалов (алюминиевых сплавов, меди) толщина стружки составляет 25...15% от размера абразивной частицы, для сталей – 12...7%, материалов с твердостью закаленных сталей – около 4...5%. Размеры металлических частиц и микрозаусенцев на поверхностях соизмеримы с величиной их шероховатости. Наиболее чувствительны к микронным технологическим загрязнениям пары трения работающие при больших нагрузках, высоких скоростях, например, подшипники турбокомпрессоров,

турбореактивных двигателей, гироскопов, шпинделей станков и др.

Существуют различные пути обеспечения необходимой чистоты деталей машин или снижения негативных влияний от технологических загрязнений. Используются виды обработки, позволяющие получить более малую величину микро неровностей (на два, три порядка меньше зазора в сопряжении) и, следовательно, меньшие по размерам ликви́ды. Т.е. имеет место завышение класса шероховатости, что приводит к гиперболическому увеличению стоимости механической обработки при ухудшении условий смазки со всеми вытекающими отсюда последствиями. Прогрессивное направление решения проблемы – создание отделочно-зачистных технологий, позволяющих формировать функционально необходимый микро рельеф поверхностей деталей.

Только в США более 2000 тысяч фирм работают в данной области. За последние 10 лет количество отделочно-очистных методов увеличилось с 80 до 110 [1, 7] и на порядок больше моделей оборудования для их реализации. Однако накопленный опыт стран Западной Европы, США, Японии и др., где преобладают мелкие, специализированные фирмы, требует всестороннего изучения и адаптации к условиям отечественной промышленности. Разумеется, что решение проблемы повышения ресурса и надежности машин и механизмов носит комплексный характер и закладывается в процессе обоснования схемных, конструктивных и технологических решений, обеспечивается в производстве целостными технологическими системами при обработке, сборке, техническом контроле и испытаниях, реализуется и поддерживается в эксплуатации. Но несомненно группа отделочно-зачистных технологий должна рассматриваться как неотделимая часть целостных технологических систем и на одном уровне с токарной, фрезерной и другими механическими видами обработки и дополнять их.

Особенностью отделочно-зачистных технологий

является то, что их эффективность проявляется лишь при условии обработки 100% деталей, входящих в автономную гидросистему, агрегат и др. В условиях наших многономенклатурных производств обеспечить увеличение надежности и ресурса машин возможно при использовании 10...20 методов и на порядок больше соответствующего оборудования.

В 90, 91-х годах по инициативе министерства станкостроения СССР была предпринята попытка организовать Всесоюзный научный центр отделочно-зачистной обработки и разработать “Общесоюзную программу работ по снижению трудоёмкости ОЗО и ликвидации ручного труда на операциях ОЗО в машиностроении”. Эта программа предусматривала комплексное развитие нового направления техники и технологий, включала организационные мероприятия по производству оборудования, систематизацию существующих разработок, создание справочных материалов, организацию подготовки кадров в высшей школе и др. Системная работа по развитию данного направления техники не состоялась из-за распада СССР. Усилиями Национального аэрокосмического университета (ХАИ) и ряда заинтересованных предприятий авиационной промышленности были продолжены и ведутся исследования по термоимпульсной очистке поверхностей и кромок сложнопрофильных деталей от макро- и микрозаусенцев, частиц, а также по отделке поверхностей (снижению величины шероховатости). Наличие макро- и микрозаусенцев и частиц на поверхностях и кромках деталей после некоторых видов механической обработки, включая суперфинишные приведены на рис. 3 – 5. Здесь показаны типовые ликви́ды после токарной обработки, шлифования и обработки чугуном притиром. Микроструктура частиц свидетельствует о большей твердости, чем материал деталей. На рис. 6 показан исходный и износостойкий микрорельеф поверхности образца детали после шлифования и термоимпульсной отделки.



Рис. 3. Заусенец на поверхности детали после токарной обработки ($\times 240$)

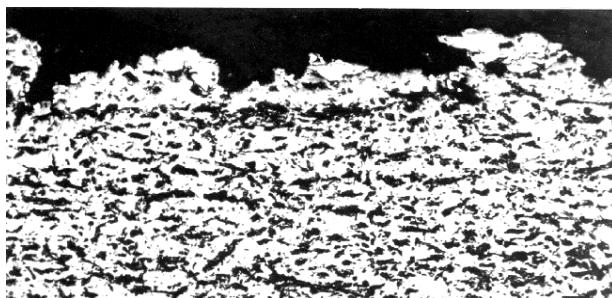


Рис. 4. Микрочастицы на поверхности детали после шлифования стальных деталей ($\times 240$)

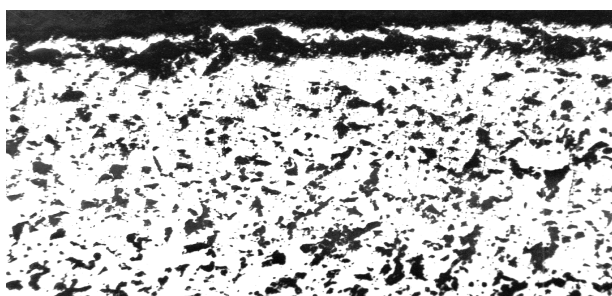


Рис. 5. Ликвиды после доводочной операции, притирки ($\times 350$)

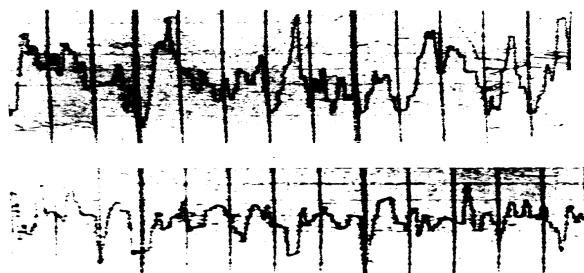


Рис. 6. Исходный ($R_a - 1,86 \dots 1,94$) и износостойкий ($R_a - 1,21 \dots 1,07$) микрорельеф поверхности

На рис. 7 представлены фрагменты поверхностей шестерен до и после термоимпульсной обработки.

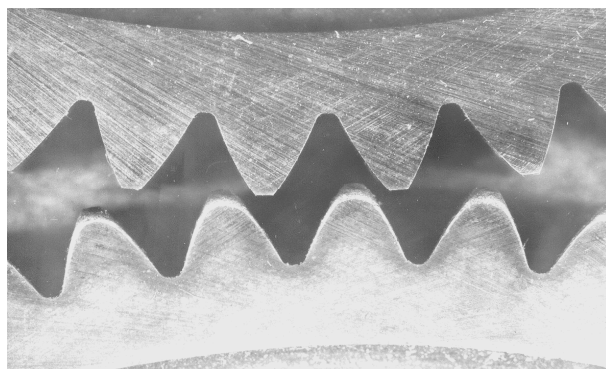


Рис. 7. Фрагменты шестерен до и после термоимпульсной обработки

Помимо скругления кромок зубьев наблюдается снижение высоты микронеровностей с $R_a - 2,6 \dots 3,4$ до $R_a - 1,4 \dots 1,7$.

Заключение

В отраслях по производству аэрокосмической техники Украины, а также в машиностроении высокоразвитых в промышленном отношении стран отделочно-зачистные операции рассматривают как необходимое средство обеспечения надежности, гарантированного ресурса и в конечном итоге высокого качества выпускаемых изделий. Поскольку производство летательных аппаратов является многономенклатурным, единичным или мелкосерийным, то выполнение всего комплекса работ (от исследований до серийного производства) по обеспечению отрасли отделочно-очистными технологиями и техникой весьма проблематично.

Невосприимчивость машиностроения Украины с массовым производством и стран СНГ к отделочно-очистным технологиям стала сдерживающим фактором в развитии этого направления техники, что негативно сказывается на качестве выпускаемой продукции, включая летательные аппараты.

Очистка поверхностей и кромок деталей от микро- и макроликвидов после формообразования, включая быстро изнашивающуюся часть профиля микронеровностей, должна выполняться комплексно, с учетом особенностей работы автономных агрегатов или гидравлических и пневматических систем.

Ликвиды при массовом загрязнении рабочих жидкостей вызывают интенсивный износ трущихся пар, снижают такие эксплуатационные характеристики машин и механизмов как ресурс и надежность

Игнорирование отделочно-зачистного класса технологий не позволит отечественным машиностроителям производить конкурентоспособную продукцию.

Для обеспечения отечественной промышленности отделочно-зачистными технологиями и оборудованием необходима координация работ на государственном уровне, кооперация заинтересованных предприятий и исследовательских подразделений, подготовка кадров в высшей школе.

Литература

1. Gillespie La Roux K. Worldwide Trends of Burr Technology & Present Status in the U.S.A // 6th International Conference "Precision Surface Finishing and Deburring Technology-2000". – P. 6-57.
2. Лосев А.В., Жданов А.А., Сломинская Е.Н. Сравнительный анализ существующих методов и выбор очистки поверхностей деталей авиационных агрегатов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – № 1. – С. 108-116.
3. Белянин П. Н., Данилов В.М. Промышленная чистота машин. – М.: Машиностроение, 1982. – 224 с.
4. Никитин Г.А., Чирков С.В. Влияние загрязненности жидкости на надежность работы гидросистем летательных аппаратов. – М.: Транспорт, 1969. – 183 с.
5. Такая К. Проблемы и необходимость технологии удаления заусенцев // *Ое кикай котаку*. – 1977. – Т. 18, № 5. – С. 40-45.
6. Жданов А.А. Обеспечение качества гидротопливных агрегатов летательных аппаратов за счет новых технологий. // *Технологические системы*. – 2002. – № 5. – С. 9-13.
7. Жданов А.А. Сравнительный анализ существующих методов для отделки поверхностей деталей гидротопливных агрегатов // *Физические и компьютерные технологии в народном хозяйстве* // 7-я междунар. научно-техн. конф. 27-28 мая, 2003 г. – Х. – 2003. – С. 69-74.
8. Миятани Т. Удаление микрозаусенцев с точных деталей // *Кикай гидзюцу*. – 1980. – Т. 28, № 8. – С. 43-50 (перевод № Г-34270).
9. Мита К. Удаление микрозаусенцев с миниатюрных точных деталей // *Кикай гидзюцу*. – 1980. – Т. 28, № 8. – С. 60-64, 55 (перевод № Г-34271).
10. Новичков Б.М. Автоматизированный анализ чистоты авиационного топлива // *Авиационная промышленность*. – 1999. – № 3. – С. 16-20.
11. Тимиркеев Р.Г., Плихунов В.В., Губин Н.Н. Количественные зависимости влияния параметров механических примесей на показатели надежности золотниковых агрегатов гидротопливных систем // *Авиационная промышленность*. – 2000. – № 3. – С. 102-105.
12. Новые технологические процессы и надежность ГТД: Производственно-технический сборник. Отчет КМПО "Труд" по прочности и технологической доводке изделий. – М.: ЦИАМ, 1990. – № 52. – 175 с.
13. 6th International Conference "Precision Surface Finishing and Deburring Technology-2000". – Saint-Petersburg, 2000. – 363 p.
14. Васильков Д. В., Печенюк Д.Ю. Эффективность использования международных стандартов при контроле микрогеометрии поверхностей деталей // *Инструмент*. – С.-Пб. – 1998. – С. 6-7.
15. Исследования по назначению оптимальной шероховатости поверхностей деталей гидромашин: Отчет № ГР. 01880035081. – Х., 1988. – 63 с.

Поступила в редакцию 7.06.2007

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

УДК 621.7.044

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

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ВЗРЫВНОЙ ШТАМПОВКИ В ОБЪЕКТНОМ ПРЕДСТАВЛЕНИИ

Предложены методы проектирования и формализации знаний в объектном представлении, описаны особенности проектирования. Рассмотрены вопросы структурного синтеза импульсных технологий. Рассмотрены схемы методов проектирования технологического процесса взрывной штамповки. Представлена блок-схема проектирования технологического процесса импульсной технологии.

технология взрывной штамповки, импульсные процессы, объектный подход, структурный синтез, параметрический синтез, обратная и прямая задача проектирования

Резкое ускорение научно-технического прогресса, сокращение сроков морального старения создаваемых образцов новых изделий и техники ставит актуальную проблему оперативного решения задач технологической подготовки и освоения производства, эксплуатации и ремонта с использованием машинных методов проектирования.

В аэрокосмической технике главной проблемой остается снижение весовых характеристик изделий и повышение их надежности. В этой связи прочность материалов для заготовок повышают, относительную толщину снижают, форма поверхностей усложняется. Возникает ряд новых проблем, вызванных высокой скоростью нагружения, и изменением трудоемкости. Поэтому дальнейшие исследования должны быть направлены на изучение особенностей динамического поведения заготовки и более четких критериев для определения оптимальных границ "технологической ниши" импульсной штамповки листовых деталей среди существующих методов их изготовления.

Следовательно, необходим анализ, как технологических параметров процесса штамповки, так и параметров качества процессов, качества деталей-изготавливаемых различными методами.

Анализ номенклатуры листовых деталей сложной конфигурации показал, что одним из наиболее

эффективных методов их изготовления является деформирование заготовок нагружением их через подвижные передающие среды (ППС): жидкость, газ, эластичные материалы (резина, полиуретан).

Процесс формообразования поверхностей деталей при таких видах штамповки идентичен. В нем выделены три основных этапа деформирования: получение генеральной формы детали, формообразование элементов рельефа и отдельных фрагментов, обеспечение точностных параметров.

Для реализации этих методов используют одноинструментальную схему штамповки (в основном по жесткой матрице: роль универсального пуансона выполняет ППС). Благодаря простоте технологического оснащения (оборудования и штампа) методы широко используются при изготовлении деталей в производстве с частой сменой объекта и небольших величинах партий деталей.

Для новых методов штамповки системного и структурированного обобщения знаний и их формализация не проведена, нормативно-справочные материалы практически отсутствуют. Поэтому для них технологическое проектирование эффективно можно выполнять только благодаря разработке технической системы по преобразованию (объектов деталей) новыми методами обработки.

Предлагаемый метод проектирования – много-

уровневый, итерационный, в нем использованы основные закономерности синтеза технических решений и сформулированные принципы построения системы.

Хотя для проектирования и поиска аналогов используются все методы, наиболее важным для проектирования ТП для импульсной штамповки (по результатам анализа ее особенностей), является ме-

тод синтеза (при достаточном объеме информации, т.е. выборке). Хотя метод адресации может дополнять его благодаря использованию компонентов ТП – аналогов на различных уровнях декомпозиции для синтеза ТП. На рис.1 изображена схема использования методов синтеза и адресации для решения задач построения технологических процессов импульсной обработки.



Рис. 1. Схема построения технологического процесса методом адресации

Для машинных (компьютерных) методов проектирования технологии благодаря выполненным ранее исследованиям решены два основных этапа:

- разработан формализованный технологический язык (запись всех исходных данных и нормативных материалов в структурированном виде благодаря построению формализованных моделей детали, ТП, штампа);
- разработан универсальный метод для моделирования и алгоритмизации процесса проектирования технологии листовой штамповки.

На третьем этапе необходимо разработать информационную базу, алгоритмы и программы проектирования ТП, причем выполнить это необходимо на основе принятого метода и созданного формализованного технологического языка. Метод адресации хорошо формализован и широко представлен в САПР системах.

На рис. 2 представлена схема проектирования технологических процессов методами синтеза с использованием ТП аналогов как наиболее формализованная.

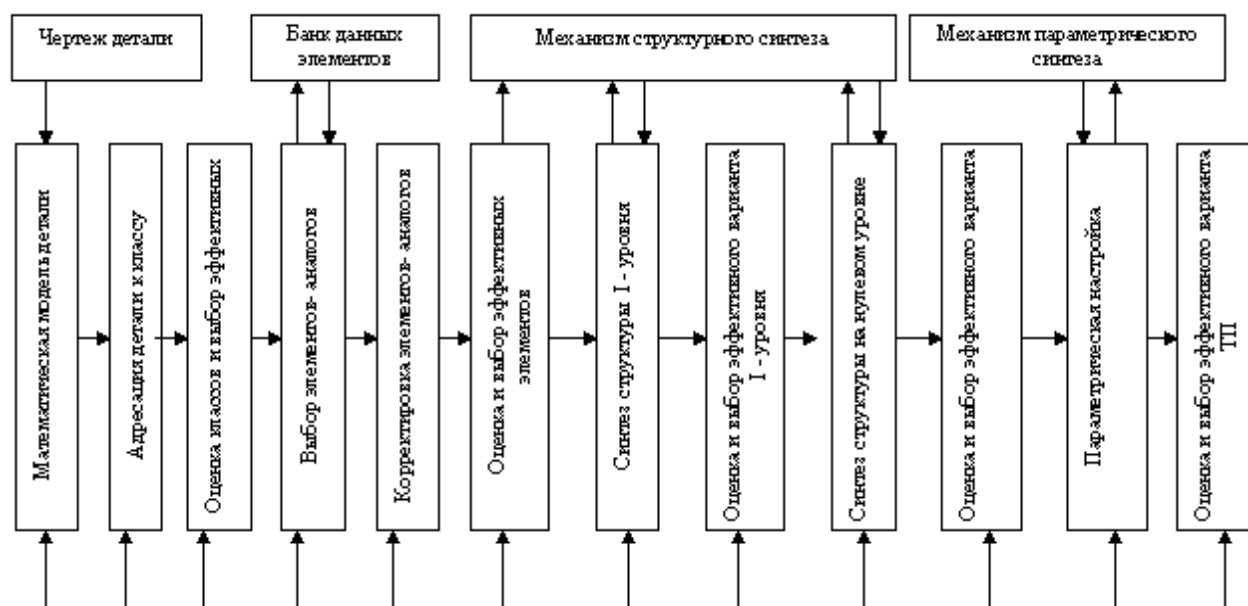


Рис. 2. Схема реализации метода синтеза с использованием элементов-аналогов

Метод синтеза без аналогов применим лишь на уровне формирования методов функционирования.

Метод синтеза с элементами аналогами основан на том, что элементы, из которых синтезируются ТП, получены на этапе унификации и стандартизации ТП и хранятся в базе данных “унифицированные элементы ТП”. При соединении элементов-аналогов, связи между ними не восстанавливаются (как при синтезе ТП-аналогов), а строятся.

Для данного метода характерно использование правил выбора элементов-аналогов i -го уровня декомпозиции ТП с последующим синтезом ТП по некоторой методике Si. При соединении элементов-аналогов связи между ними не восстанавливаются, а строятся. Ограниченное число практических решений ТП, привлекаемых для реализации импульсной листовой штамповки (элементов-аналогов), узкая специфика и направленность такого производства, а также относительная стабильность технологических решений при варьировании продукции позволяет достаточно просто построить связи между элементами ТП. Так как построение ТП импульсной штамповки при известных элементах составляющих не вызывает особых затруднений, то очевидно, метод синтеза (Si) с элементами аналогами может быть с

успехом привлечен для проектирования ТП. Решение задачи можно осуществить при наличии правил адресации к классам изделий и выбора элементов-аналогов, участвующих в ТП изготовления конкретной детали.

В разработанных моделях детали, ТП, штамповой оснастки, оборудования структурированная информация о всех свойствах и их параметрах представлена в математических символах. Для них использованы различные шкалы измерений (количественная, бинарная, наименований, порядка).

Для выполнения различных операций с ними в проектных процедурах использованы специальные математические методы, в том числе методы классификационной обработки данных (КОД). Для автоматизации КОД используют структурно-аналитические модели и другие алгоритмы распознавания образов. Разработанные методы обработки массивов информации (в т.ч. эмпирической) позволяют найти и формализовать закономерности, связывающие свойства известных объектов с их принадлежностью к определенному образу, чтобы по ним восстановить недостающие параметры неизвестных образов (т.е. проектируемых объектов, точнее их параметров).

Метод принятия классифицирующего решения обеспечивает предсказание признака, измеренного в произвольной шкале с наиболее полным учетом, содержащейся в этой шкале информации. Для обнаружения закономерностей учитывают априорную информацию относительно признаков, используя накопленный опыт проектирования ТП, установленные зависимости в явлениях, имеющих место при деформировании и сведения о разработанной структуре данных, описывающих технологическую модель детали и ТП. С помощью пакета прикладных программ проводится оценка полноты и противоречивости опытных знаний. В дальнейшем проводится корректировка структуры свойств – предикатов для деформирования системы закономерностей.

При проектировании техпроцесса импульсной листовой штамповки задействован целый ряд процедур. Так, при разработке ТП на уровне принципиальной схемы в банк данных вводится исходные

данные, ТУ, ограничения, перечень которых обусловлен формализованным описанием моделей детали (конструкторско-технологические признаки – КТП) и ТП (принятый метод обработки, вид штамповки, перечень и последовательность операции, режимы обработки). С использованием системы посылок и утверждений по соответствующим алгоритмам производится подготовка данных для генерации деревьев решений по определению вида основной штамповочной операции, типа заготовки, методов ее фиксации, типа передающей среды и вида импульсного нагружения. Методы распознавания образов позволяют это выполнить машинными методами. Решения проверяются на совместимость основных элементов при экспертном анализе банка решений.

На рис. 3 представлена схема формирования технологического процесса с использованием методов классификационной обработки данных.

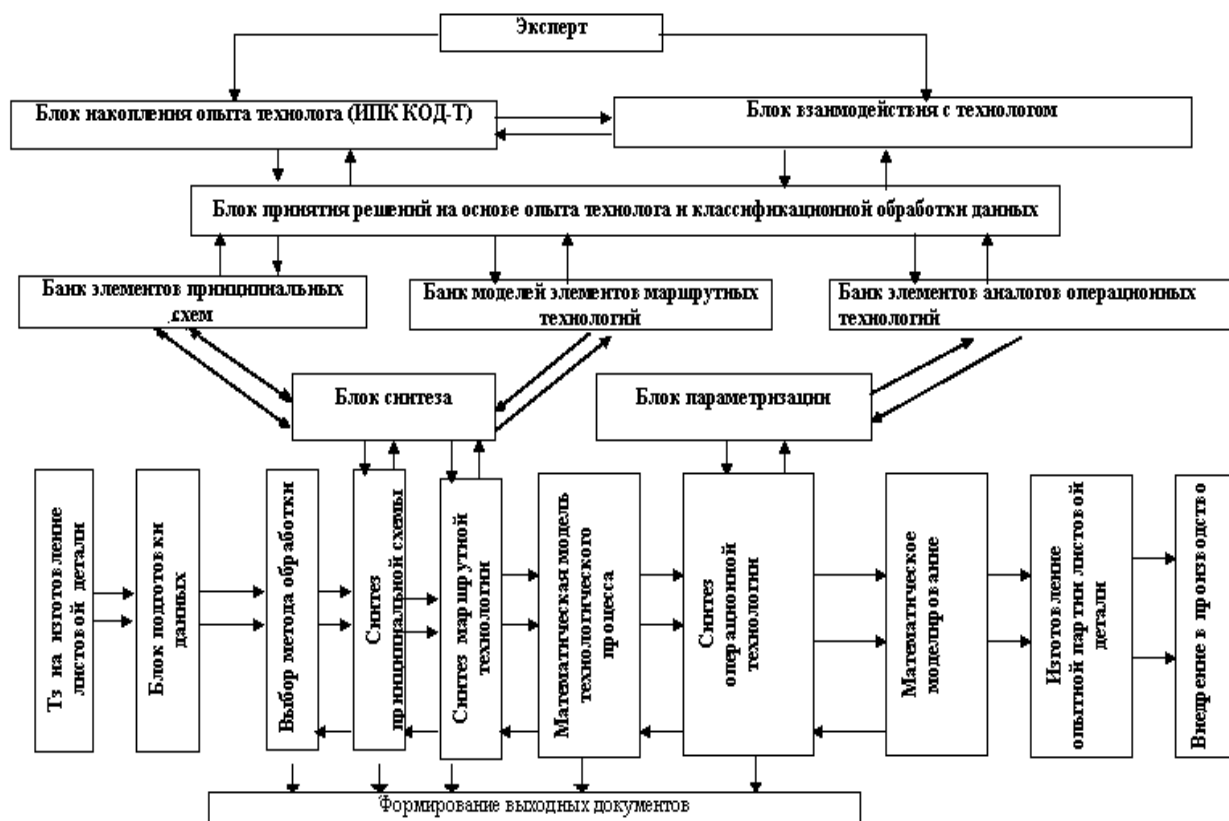


Рис. 3. Схема управления технологическим процессом с участием КОД-Т

На уровне маршрутной технологии проводится синтез ее элементов с использованием структур-

но-аналитических моделей распознавания образов. Ими могут быть число штамповочных опера-

ций (и переходов), число термообработок и операций, их структура с учетом установленной схемы обработки.

При проектировании операционной технологии решают задачи по определению числа, вида и структуры устанавливаемых зарядов и их параметров, необходимости специальных приемов, их вида и структуры.

На уровне операционной технологии применено правило «ближайшего соседа». Дискретные параметры устанавливаются из структуры аналога. Количественные показатели определяют по методике расчета, наиболее корректной и адекватно отвечающей этапу.

Разрабатываемая система проектирования базируется на системно-структурном моделировании с использованием методов синтеза.

Взаимная увязка задач синтеза, моделирования, анализа, оптимизации, выбора вариантов, а также используемый объектный подход, позволяют учитывать всю специфику объектов проектирования (процесс преобразования, предмет труда, средства технологического оснащения).

Выполненный анализ производства листовых деталей новых изделий авиационно-космической техники, созданные методы технологического проектирования взрывной штамповки конусообразных деталей, методики расчета основных технологических параметров позволили выделить основные направления использования полученных результатов и дальнейшего совершенствования взрывной штамповки.

На рис. 4 представлена оснастка и отштампованные детали, имеющие фрагменты рельефа.



Рис. 4. Опытная оснастка для изготовления и рельефные детали

При изготовлении фрагментов использованы специальные технологические приемы, позволяющие снизить деформации и улучшить качество деталей.

Литература

1. Борисевич В.К. Тенденции и проблемы развития импульсных технологий // Удосконалення процесів і обладнання обробки тиском в металургії і

літакобудуванні: Тематичний збірник наукових праць. – Краматорськ: ДДМА, 2002. – С. 16-20.

2. Митрофанов С.П. Технологическая подготовка гибких производственных систем. – Л.: Машиностроение, 1987. – 340 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

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

УДК 621.01

А.Т. БОГОРОШ¹, С.А. ВОРОНОВ¹, С.Ю. ЛАРКИН²¹Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина²Концерн «Наука», Киев, Украина

О НАНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛАХ

Лопатки газовых турбин турбореактивных двигателей работают в сложных и ответственных условиях. С целью повышения износостойкости и одновременно вязкости материалов проведены исследования нано кристаллических жаропрочных сплавов. Показано, что уменьшение зернистости нано материалов и приближение его до моно дисперсности, позволяет после прессования получать износостойкие, прочные и вязкие материалы, пригодные для изготовления ответственных авиационных деталей сложной конфигурации.

нанокристаллические материалы, сверхмелкозернистые материалы, ферромагнитные сплавы

В технике нет другой детали, работающей в таких сложных и ответственных условиях, как лопатки газовых турбин турбореактивных двигателей. Для перехода к новому поколению газотурбинных двигателей необходимы конструкционные материалы, имеющие на 20% более высокие прочность и твердость, на 50% более высокую вязкость разрушения и вдвое большую износостойкость. Исследования показали, что использование в газовых турбинах нанокристаллических жаропрочных сплавов обеспечивает по меньшей мере половину требуемого повышения свойств. Вместе с тем есть более эффективные методы достижения цели, в том числе применение нанокристаллических материалов.

Основная цель данной работы – обсуждение эффектов нанокристаллического состояния, наблюдаемых на свойствах металлов и соединений. Структура и дисперсность (распределение зерен по размерам), а, следовательно, и свойства наноматериалов зависят от способа их получения, поэтому в первой части работы кратко рассмотрены основные методы получения нанокристаллических порошков и компактных материалов на их основе.

Проблема получения тонкодисперсных порошков металлов, сплавов, соединений и сверхмелкозернистых материалов из них, предназначенных для различных областей техники, активно обсуждается в литературе [1], где главным фактором, изменяющим свойства известных материалов, является уменьше-

ние размера кристаллитов ниже некоторой пороговой величины. Отличие свойств малых частиц от свойств массивного материала известно уже достаточно давно и используется в разных областях техники. Примерами могут служить широко применяемые аэрозоли, красящие пигменты, получение цветных стекол благодаря окрашиванию их коллоидными частицами металлов.

В рамках выполнения данной работы был достигнут существенный прогресс благодаря усовершенствованию известных и созданию новых методов получения как дисперсных, так и компактных нанокристаллических материалов.

Малые частицы и наноразмерные элементы используются для производства различных авиационных материалов. Например, в авиации применяются радиопоглощающие керамические материалы, в матрице которых беспорядочно распределены тонкодисперсные металлические частицы.

Новые эффекты появляются, когда средний размер кристаллических зерен не превышает 100 нм, и наиболее отчетливо наблюдаются при 10 нм и менее.

Изучение свойств сверхмелкозернистых материалов было основано на разделении зерен по величинам на специально разработанных магнитных ситах с последующим подсчетом их количества на площади в 1 мкм². Эти исследования позволили вести учет зерен определенного состава и структуры, но и дисперсности.

Поликристаллические сверхмелкозернистые материалы со средним размером зерен от 100...150 до 40 нм называют обычно субмикрокристаллическими, а со средним размером зерен менее 40 нм – нанокристаллическими. В тоже время, монодисперсные зерна размером 10 нм после опрессовывания соответствовали свойствам нитевидных монокристаллов (усов), превышающих прочность поликристаллических волокон и усов графита (около 24,5 ГПа). Такие материалы используют в качестве наполнителей легких композиционных материалов аэрокосмического применения.

В тоже время, керамические наноматериалы, которые широко используются для изготовления деталей, работающих в условиях повышенных температур, неоднородных термических нагрузок и агрессивных сред, при монодисперсности менее 10 нм, достигают сверхпластичности керамические наноматериалы, что позволяет получать из них применяемые в аэрокосмической технике изделий сложной конфигурации с высокой точностью размеров.

Нанокристаллические ферромагнитные сплавы систем Fe-Cu-M-Si-B [M – переходный металл IV–VI групп (IV группа – Si, Ti, Ge, Zr, Sn, Hf, Pb; V группа – P, V, As, Nb, Sb, Ta, Bi; VI группа – S, Cr, Se, Mo, W, Po)] находят применение как превосходные трансформаторные магнитомягкие материалы с очень низкой коэрцитивной силой и высокой магнитной проницаемостью. При этом механическое истирание таких сплавов до дисперсности зерен, обеспечивающих большую развитость и протяженность межзеренных границ раздела, позволяет получать зерна от 100 до 10 нм, которые содержат от 10 до 50% атомов нанокристаллического твердого тела. Кроме того, сами зерна имеют различные атомные дефекты – например, вакансии или их комплексы, дисклинации и дислокации, количество и распределение которых качественно иное, чем в крупных зернах размером 5...10 мкм и более. Наконец, если размеры твердого тела по одному, двум или трем направлениям соизмеримы с некоторыми характерными физическими параметрами, имеющими раз-

мерность длины (размер магнитных доменов, длина свободного пробега электрона, дебройлевская длина волны и т.д.), то на соответствующих свойствах будут наблюдаться размерные эффекты. Таким образом, под размерными эффектами следует понимать комплекс явлений, связанных с изменением свойств вещества вследствие собственно изменения размера частиц и одновременного возрастания доли поверхностного вклада в общие свойства системы. Благодаря отмеченным особенностям строения, нанокристаллические материалы по свойствам существенно отличаются от обычных поликристаллов. По этой причине в настоящее время уменьшение размера зерен рассматривается как эффективный метод изменения свойств твердого тела. Действительно, имеются сведения о влиянии наносостояния на магнитные свойства ферромагнетиков (температуру Кюри, коэрцитивную силу, намагниченность насыщения) и магнитную восприимчивость слабых пара- и диамагнетиков.

В ходе исследований выявлен момент и условия появления эффектов памяти на упругих свойствах металлов, изменения их теплоемкости и твердости, а также изменения оптических и люминесцентных характеристик полупроводников и появлении пластичности боридных, карбидных, нитридных и оксидных материалов, которые в обычном крупнозернистом состоянии являются достаточно хрупкими.

Сочетание в нанокристаллических материалах высокой твердости с пластичностью обычно объясняют затруднениями в активации источников дислокации из-за малых размеров кристаллитов, с одной стороны, и наличием зернограничной диффузионной ползучести, с другой стороны [2]. Однако, наноматериалы отличаются исключительно высокой диффузионной подвижностью атомов, на 5 – 6 порядков превосходящей таковую в обычных поликристаллах. Более того, механизмы диффузионных процессов в нанокристаллических веществах поняты далеко не полностью [3], и в литературе по этому поводу имеются противоречивые объяснения. До сих пор остается дискуссионным вопрос о структуре

нанокристаллов, т.е. о строении границ раздела и их атомной плотности, о влиянии нанопор и других свободных объемов на свойства нанокристаллов.

Обычно, когда речь идет о неравновесном метастабильном состоянии, предполагается, что в соответствие ему можно поставить некоторое реально существующее равновесное состояние – например, метастабильному стеклообразному (аморфному) состоянию соответствует равновесное жидкое состояние (расплав). Особенность нанокристаллического состояния, по сравнению с другими известными неравновесными метастабильными состояниями вещества, заключается в отсутствии соответствующего ему по структуре, и развитости границ равновесного состояния. Нанокристаллические материалы представляют собой особое состояние конденсированного вещества – макроскопические ансамбли ультрамалых частиц с размерами до нескольких нанометров. Необычные свойства этих материалов обусловлены как особенностями отдельных частиц (кристаллитов), так и их коллективным поведением, зависящим от характера взаимодействия между наночастицами и латентным периодом [4]. При этом частицы нанопорошков занимают промежуточное положение между нанокластерами и объемными твердыми веществами.

Выявлена проблема микроструктуры компактных наноматериалов и ее стабильности состояния межзеренных границ и их релаксации.

Непосредственное изучение наноструктур проводилось различными электронно-микроскопическими, дифракционными и спектроскопическими методами. К этим исследованиям достаточно близки работы по изучению структуры компактных наноматериалов косвенными методами (изучение фоновых спектров, калориметрия, исследования температурных зависимостей микротвердости модулей упругости, электрокинетических свойств).

Выводы

Ожидается, что компактные наноматериалы найдут наибольшее применение как конструкционные и функциональные материалы новых технологий и как

магнитные материалы, поэтому в дальнейших исследованиях особое внимание уделено механическим и магнитным свойствам компактных наноматериалов.

Последовательное обсуждение структуры и свойств изолированных наночастиц и компактных наноматериалов должно иметь единый подход при исследовании особого состояния вещества, выявить между изолированными наночастицами и компактными наноматериалами общие и частные случаи.

В работе обобщены результаты экспериментальных и теоретических исследований нанокристаллических материалов, выполненных украинско-российскими учеными в рамках программы «Нанофизика и нанoeлектроника» в 1999 – 2006 годы, которые будут пополняться постоянно во время продолжения программы в 2007 – 2012 годы с учетом мирового опыта в этой сфере.

Литература

1. Лариков Л.Н. Получение тонкодисперсных порошков металлов, сплавов и соединений // Металлофизика и новейшие технологии. – 1995. – Т. 17, № 1. – С. 3; – 1995. – Т. 17, № 9. – С. 56-79.
2. Гусев А.И. Эффекты нанокристаллического состояния в компактных металлах и соединениях // Успехи физических наук. – 1998. – Т. 168, № 1. – С. 55-83.
3. Богорош А.Т., Воронов С.А., Мелихов И.В. Механизмы формирования физико-химических информационных структур // Материалы VII Межд. российско-украинского семинара «Нанофизика и нанoeлектроника». – С.-Пб.: Физико-технический институт им. Иоффе РАН, 2006. – С.10-11.
4. Богорош А.Т. Миграция атомных кластеров в процессе синтеза наноструктур // В сб. докл. на 7 Российско-Украинском семинаре «Нанофизика и нанoeлектроника». – С.-Пб.: Физико-технический институт им. Иоффе РАН, 2006. – С. 17-19.

Поступила в редакцию 8.06.2007

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

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, А.С. КАРТАШЕВ, С.А. ЯШИН

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

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ДОЗВУКОВЫМИ РЕЖИМАМИ ПОЛЕТА МЕТОДАМИ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

При проведении численного эксперимента адекватность моделей турбулентности определяет точность расчета отрыва пограничного слоя, ламинарно-турбулентного перехода и т.д. Данная статья предлагает сравнение натурного и численного аэродинамического эксперимента.

беспилотный летательный аппарат, модель турбулентности, численный эксперимент

Введение

Численный аэродинамический эксперимент достаточно привычен в составе инструментария проектирования летательных аппаратов (ЛА) с атмосферными траекториями полета. Тем не менее, на настоящий момент область получения надежных результатов смещена в сторону сверхзвуковых режимов обтекания, т.е. к условиям существенного преобладания волнового сопротивления над вязким. В глубоко дозвуковой области ситуация не столь благоприятна ввиду незавершенности общей теории турбулентности. В последние 10 – 15 лет появилось множество новых моделей турбулентной вязкости, реализуемых на фоне уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу-Фавру (Reynolds Averaged Navier-Stokes – RANS) [1, 2]. Тем не менее, ввиду феноменологического характера подобных моделей, основная трудность их практического применения заключается в неразработанности подходов к их адекватному выбору и последующей параметрической адаптации к условиям частного аэродинамического эксперимента. В связи с этим в данной сфере продолжают сохранять свою значимость традиционные малоресурсные методики аэродинамического расчета, основывающиеся на методах дискретных вихрей (МДВ) [3] и дискретных особенностей (МДО) [4]. Таким образом, основные

задачи аэродинамического проектирования, как то – получением вихревой схемы ЛА, характеристик режимов полета на различных углах атаки, построения соответствующих поля и т.п. – не имеют на данный момент вполне детерминированной физико-математической основы. Тем не менее, необходимостью частичной или полной замены натурального эксперимента численным в целях снижения ресурсоемкости процесса аэродинамического проектирования продиктована потребность выработки подходов к адекватному использованию универсальных методов расчета вязких течений путем соответствующей идентификации известных моделей турбулентности на определенных классах задач. Проблематике применимости методов семейства RANS и выработке соответствующего системного подхода к решению задач аэродинамического проектирования дозвуковых многорежимных ЛА посвящена предлагаемая статья.

1. Модель и метод расчета

Условиями численного эксперимента предусматривалось моделирование статической продувки модели ЛА ХАИ-70 [5] (рис. 1) при $Re = 3350000$, $M = 0,15$ на основе уравнений Навье – Стокса:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{\Phi}_k}{\partial x_k} = \frac{\partial \vec{\Omega}_k}{\partial x_k}, \quad (1)$$

где $\vec{F} = \rho(1, w_1, w_2, w_3, \varepsilon^o)$;

$$\vec{\Phi}_k = \vec{F} w_k + p(0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k);$$

$$\vec{\Omega}_k = (0, \tau_{1,k}, \tau_{2,k}, \tau_{3,k}, \tau_{i,k} w_i + Q_i);$$

$w_{...}$ – компоненты вектора скорости;

ε^o – полная энергия единицы объема;

$\hat{\tau}$ – тензор напряжений вязкой ньютоновской среды;

Q – количество теплоты.

Единственность решение системы (1) определяется заданием неотражающих граничных условий, выбором модели турбулентности, термическим и калорическим уравнениями состояния.

Моделирование турбулентности осуществляется на основе гипотезы Буссинеска [6] о представлении касательных напряжений с помощью двух-параметрической дифференциальной модели турбулентности $k-\varepsilon$ [7, 8].

2. Постановка и результаты численного эксперимента

Геометрическая модель ЛА (рис. 1, б) помещена в контрольный объем, размеры которого определены условием затопляемости струи.

Расчетная область отображена на блочно-структурированную гексаэдральную сетку (рис. 2). Домен разбивался на несколько частей с различным качеством сетки. В тех областях, где происходят основные изменения структуры течения (около обтекаемых поверхностей и далее за обтекаемым телом), главным образом влияющие на аэродинамические характеристики ЛА (вихревые следы), задавалось сгущение сетки. Пограничный слой на внешних поверхностях планера моделировался с использованием экспоненциального сгущения сетки по направлению к стенкам (рис. 2). Мощность сетки составляла ~ 700 тыс. ячеек.

Задача решается методом установления изначально невозмущенного течения в контрольном объеме с неотражающими внешними и твердыми

внутренними границами. Для решения системы уравнений (1), замкнутой условиями однозначности, используется метод конечных объемов [9]. При замыкании уравнений моделью турбулентностью использовались следующие значения: энергии турбулентных пульсаций $k = 0,002$ и скорости диссипации энергии турбулентности $\varepsilon = 1\%$. Опыт моделирования свидетельствует, что относительно небольшие изменения величин способны привести к существенному улучшению, либо ухудшению предсказания результатов.

На рис. 3 представлены поля скоростей, полученные в результате численного эксперимента при продувке аппарата на разных углах атаки. В результате проведенных расчетов определены коэффициенты аэродинамических сил, получены интегральные характеристики.

3. Сопоставление с результатами натурного эксперимента

Для получения оценки достоверности и точности результатов численного эксперимента использовались данные натурных продувок в аэродинамической трубе. Как видно из рис. 4, 5, предложенная модель расчета пригодна для получения вихревой схемы ЛА для различных режимов обтекания, включая отрывные. По полученным коэффициентам аэродинамических сил C_x , C_y построена поляра для исследуемого ЛА (рис. 6). На углах атаки до $7,2^\circ$ обеспечивается совпадение расчетных результатов с данными натурного эксперимента с точностью в пределах 5%. На срывных углах атаки разность между натурным и численным экспериментом возрастает.

Заключение

Сравнительный анализ представленных выше результатов, полученных численным и натурным экспериментом, позволяет прийти к следующим выводам относительно возможности применения методов семейства RANS к задачам аэродинамического проектирования дозвуковых ЛА.

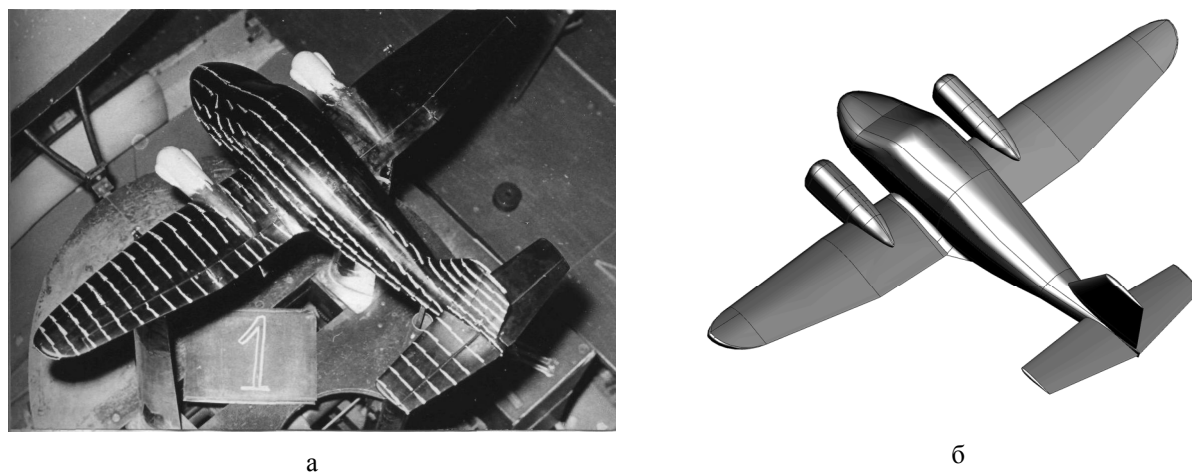


Рис. 1. Модели ЛА: а – натурная; б – геометрическая

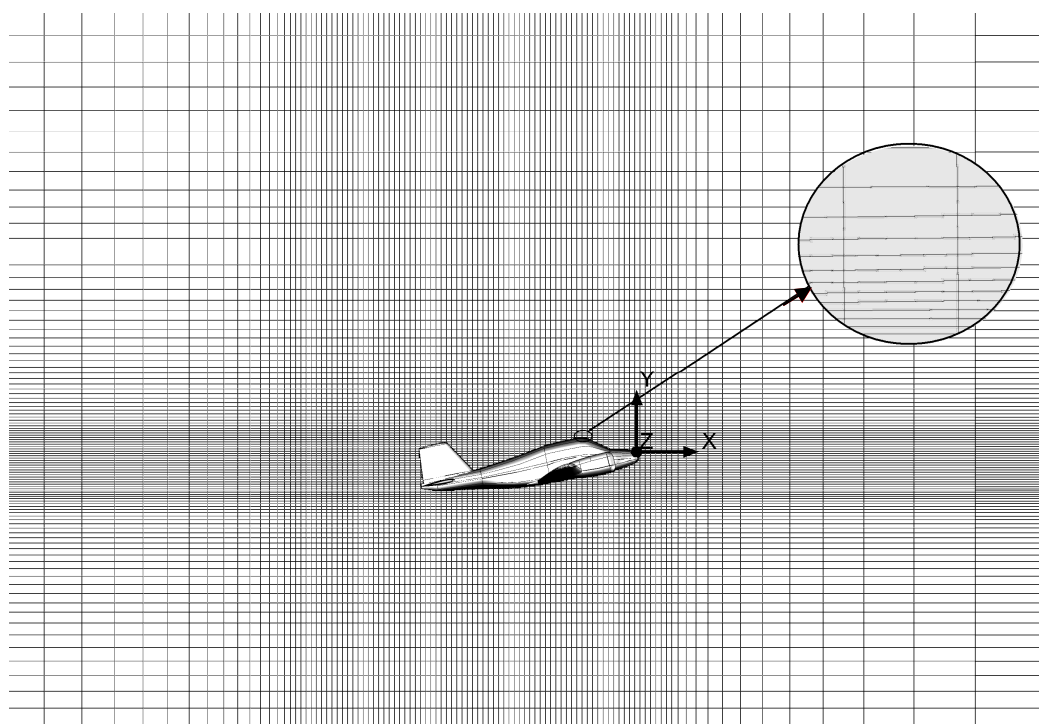


Рис. 2. Сеточное отображение области течения

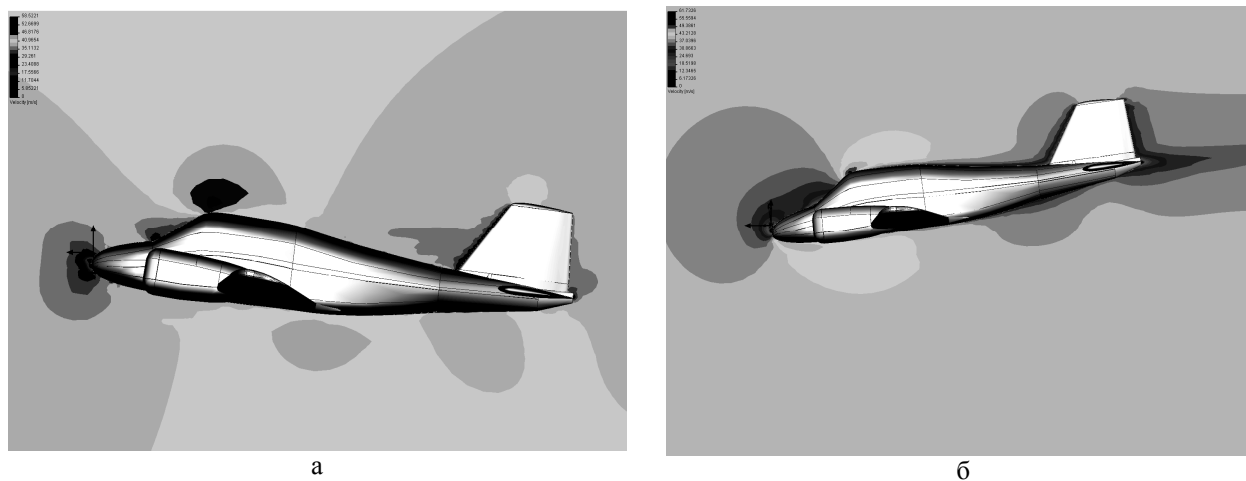


Рис. 3. Срез поля скоростей для различных углов атаки: а – $+7,2^\circ$; б – $-4,1^\circ$

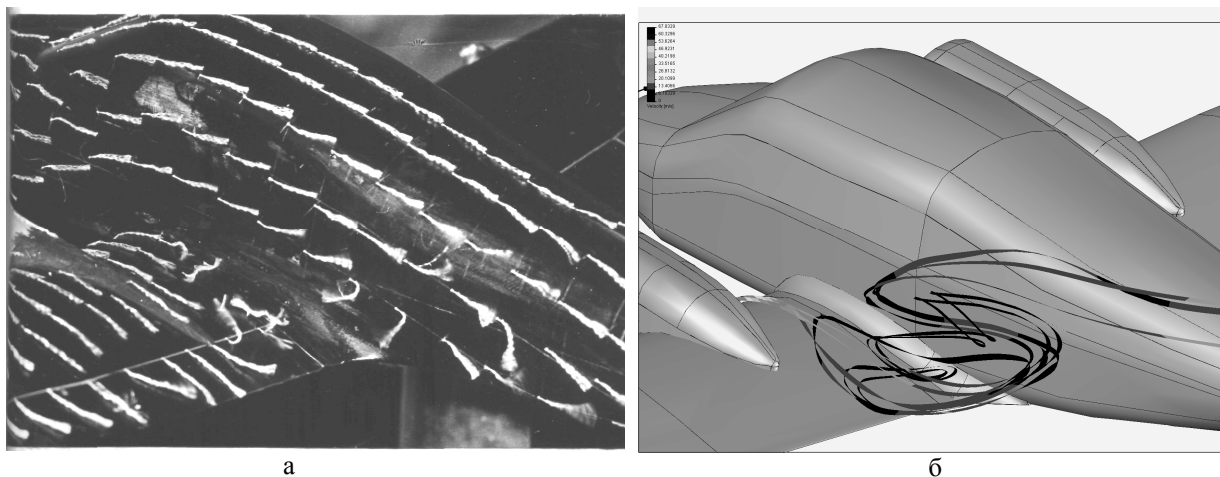


Рис. 4. Срыв с наплывов: а – натурный эксперимент; б – численный эксперимент

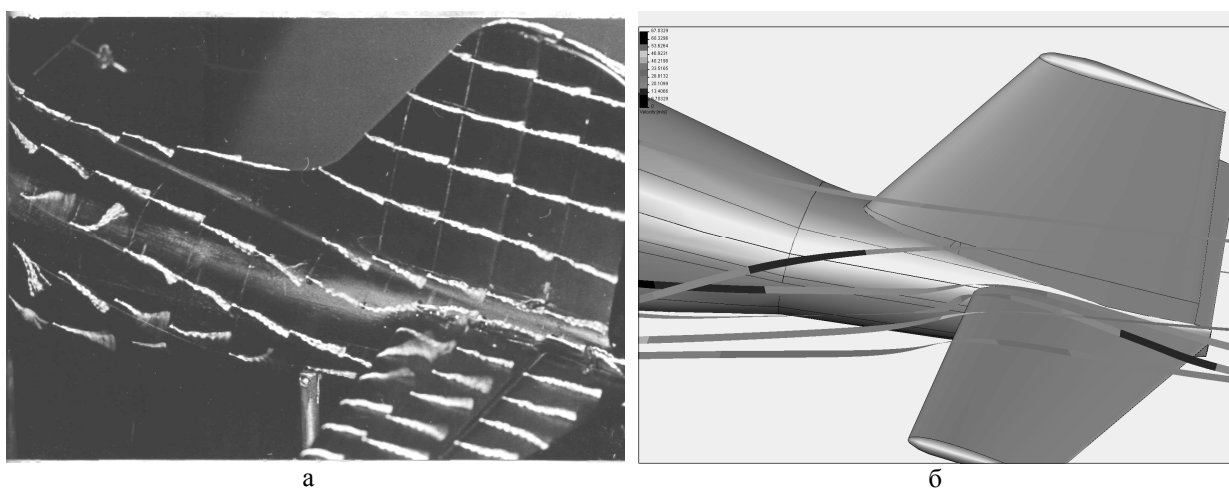


Рис. 5. Взаимодействие скошенного потока с оперением: а – натурный эксперимент; б – численный эксперимент

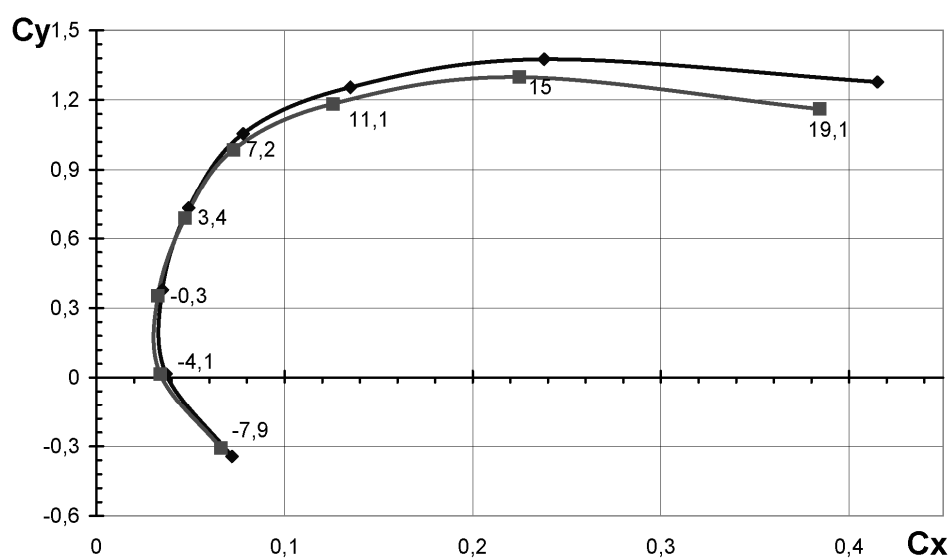


Рис. 6. Поляра ЛА: ♦ – натурный эксперимент, ■ – численный эксперимент

1. В диапазоне углов атаки от $-7,9$ до $+7,2^\circ$ численная модель с достаточной для практических целей отображает вихревую схему ЛА, что позволяет получить необходимые представления о свойствах устойчивости и управляемости. Далее, по мере приближения к срывным режимам обтекания несущих поверхностей, представленная модель начинает заметно отклоняться от физического оригинала.

2. Поляра ЛА с дозвуковой скоростью полета может быть получена численным экспериментом с приемлемой точностью.

3. В отличие от натурного эксперимента в диапазоне умеренных углов атаки численное моделирование позволяет расширить представления о процессе обтекания за счет возможности отображения полной картины физических полей.

4. При скоростях потока до $M = 0,5$, $Re = 3350000$ модель турбулентности **k- ϵ** (двухпараметрическая) не позволяет с приемлемой точностью предсказать явление отрыва. Для этой цели следует привлекать модели турбулентности с более высоким уровнем параметризации. Например, в обзоре [10] в рамках подхода Буссинеска отмечается преимущество модели переноса сдвиговых напряжений (SST) над другими известными моделями турбулентности для большинства течений. Второй по качеству предсказания считается модель Спаларта – Аллмараса [11], хорошо описывающая течения с теплообменом [12]. Следует помнить, что использование модели SST увеличивает время вычисления в несколько раз.

Литература

1. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2 т. – М.: Мир, 1990. – 726 с.
2. Ferziger J.H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics. – Springer, 1999. – 389 p.

3. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997. – 448 с.

4. Белоцерковский С.М. Основные идеи методов дискретных вихрей и дискретных особенностей. // Вопросы кибернетики. – 1986. – № 124. – С. 3-23.

5. Экспериментальное аэродинамическое исследование масштабной модели четырехместного полностью спасаемого самолета ХАИ-70 в продольном канале: Отчет о НИР / Научный руководитель В.И. Холявко, отв. исполнители С.А. Яшин, Ю.Ф. Усик, в 2 частях. – Х.: ХАИ, 1995. – 260 с.

6. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1978. – 736 с.

7. Методы расчета турбулентных течений / Под ред. В. Колльмана. – М.: Мир, 1984. – 464 с.

8. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc. 2000. – 540 p.

9. Anderson J. Computational fluid dynamics: the basic for applications, McGraw-Hill, 1995. – 547 p.

10. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J. Turbulence modeling validation, testing and development // NASA TM. – 1997. – № 110446. – 98 p.

11. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // AIAA Paper 92-0439. – 1992. – P. 34-40.

12. Амброжевич А.В., Бойчук И.П., Карташев А.С. Моделирование температурного воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на элементы конструкции планера беспилотного летательного аппарата // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007 – Вып. 2 (38). – С. 43-48.

Поступила в редакцию 4.06.2007

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

УДК 621.452.3 : 629.8.036

С.В. БЕЗУГЛЫЙ, С.В. ЕПИФАНОВ, Т.В. КУЛИК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ¹

Рассмотрен контур управления частотой вращения свободной турбины вертолетного авиационного двигателя, определены рациональные значения пропорционального и интегрального коэффициентов в законе управления. Доказано, что САУ с компенсирующим воздействием по углу установки винта при рациональном выборе параметров имеет переходную характеристику со знакопеременными забросами по частоте вращения турбины, уровни которых ниже, чем в исходном случае; при этом также снижается уровень заброса частоты вращения турбокомпрессора.

вертолетный авиационный двигатель, свободная турбина, контур управления частотой вращения, динамические характеристики переходных процессов, возмущения, угол установки, общий шаг винта

1. Формулировка проблемы. Объект работы

На установившихся режимах работы системы автоматического управления (САУ) вертолетной двигательной установки (ДУ) с турбовальным двигателем основным является контур управления частотой вращения свободной турбины $n_{ст}$. Наиболее интенсивным внешним воздействием на этот контур является изменение углового положения лопастей (общего шага) винта $\varphi_{ош}$. Поэтому динамические свойства САУ определяются тем, что изменение $\varphi_{ош}$ влияет на загрузку винта, его частота вращения изменяется относительно медленно вследствие большого момента инерции; накопленные изменения воспринимаются регулятором $n_{ст}$, который корректирует расход топлива; затем вследствие изменения расхода топлива частота вращения винта восстанавливается, но это происходит также медленно. Очевидно с такой САУ динамические характеристики ДУ могут оказаться неудовлетворительными. Их можно улучшить, если предусмотреть дифференцирующую составляющую в законе регулирования $n_{ст}$. Однако воз-

можности увеличения этой составляющей могут быть ограничены тем, что она усиливает шум канала измерения частоты вращения.

Альтернативное направление улучшения динамических свойств САУ основано на использовании дополнительного разомкнутого контура управления, реагирующего на изменение внешнего воздействия по $\varphi_{ош}$. Разомкнутый регулятор (компенсатор) обеспечивает реагирование на воздействие немедленно после его возникновения, что может существенно улучшить динамические качества САУ.

Таким образом, на качественном уровне преимущества использования $\varphi_{ош}$ в регуляторе расхода топлива представляются очевидными.

Однако такое решение несколько усложняет систему, в частности, увеличивает количество используемых входных параметров, увеличивает объем вычислений, потребных для формирования управляющего воздействия. Поэтому решение о модификации САУ может быть принято только после качественной оценки динамических характеристик исходной и модифицированной систем. Для этого необходимо:

¹ Работа выполнена при поддержке инновационного гранта INTAS (проект № 05-1000007-421)

– получить информацию о статистических характеристиках погрешностей каналов измерения n_{cm} и $\varphi_{ош}$;

– дополнить математическую модель двигателя динамической моделью, учитывающей крутильную жесткость вертолетной трансмиссии и присоединенный момент инерции винта;

– выбрать характерные режимы для сравнения вариантов САУ;

– сформировать алгоритм согласования работы регулятора n_{cm} и компенсатора изменения $\varphi_{ош}$;

– выполнить предварительный синтез САУ;

– определить и сравнить динамические свойства альтернативных вариантов САУ;

– выбрать оптимальный вариант.

Объектом данной работы является математическая модель САУ (рис. 1), построенная с учетом вышеназванных особенностей на базе динамической поузловой модели вертолетной ДУ, учитывающей крутильную жесткость трансмиссии [1]. В данной модели принята синхронная работа двигателей в составе САУ, что позволяет рассматривать работу САУ одного двигателя.

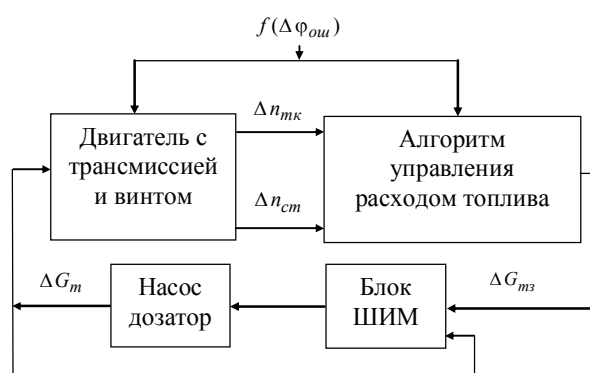


Рис. 1. Обобщенная структурная схема САУ для контура управления n_{cm}

Модель контура управления n_{cm} включает в себя алгоритм управления (раздел 2.1), математическую модель насоса-дозатора (раздел 2.2), а также алгоритм формирования сигнала широтно-импульсной модуляции (ШИМ), управляющего работой насоса-дозатора (разд. 2.3).

2. Математическая модель контура управления

2.1. Алгоритм управления расходом топлива.

Алгоритм формирования управляющего сигнала по расходу топлива представляет собой систему уравнений, связывающих между собой отклонения частот вращения турбокомпрессора Δn_{mk} , свободной турбины Δn_{cm} и задаваемого расхода топлива $\Delta G_{mз}$ с внешним возмущением $\Delta \varphi_{ош}$. Для улучшения структуры алгоритма и облегчения введения в него дополнительных контуров, таких как, например, $dn_{mk}/dt = f(n_{mk})$, в контур управления n_{cm} введена дополнительная обратная связь по n_{mk} .

Уравнение для задаваемого отклонения относительной частоты вращения турбокомпрессора [2]:

$$\Delta \bar{n}_{mkз} = \frac{n_{cm0}}{n_{mk0}} \left(K_n \Delta \bar{n}_{cmз} + K_u \int_0^t \Delta \bar{n}_{cmз} dt \right) + \frac{n_{cm0}}{n_{mk0}} \left(K_\partial \frac{d\bar{n}_{cmз}}{dt} + K_\varphi \Delta \varphi_{ош} \right). \quad (1)$$

Уравнение для задаваемого изменения расхода топлива (управляющего сигнала):

$$\Delta G_{mз} = K_n n_{mk0} (\Delta \bar{n}_{mkз} - \Delta \bar{n}_{mk}), \quad (2)$$

где символы: «0» – значение величины на исходном установившемся режиме; «з» – задаваемое значение; «д» – действительное (текущее) значение; «Δ» – отклонение величины от номинального значения;

$$\bar{n}_{mk} = n_{mk} / n_{mk0}; \bar{n}_{cm} = n_{cm} / n_{cm0} -$$

относительные частоты вращения;

$$\Delta \bar{n}_{cmз} = -\Delta \bar{n}_{cm} -$$

задающий сигнал по частоте вращения свободной турбины;

$$\Delta \varphi_{ош} = \varphi_{ош} - \varphi_{ош0},$$

где $\varphi_{ош}$ – текущее, а $\varphi_{ош0}$ – начальное значение угла установки лопастей винта;

$K_n, K_u, K_\partial, K_n, K_\varphi$ – постоянные коэффициенты.

2.2. Математическая модель насоса-дозатора.

Математическая модель насоса-дозатора (НД) с непосредственным приводом дозирующего элемента

(ДЭ) от электромеханического преобразователя с малой электрической постоянной времени может быть представлена следующей системой уравнений:

$$\frac{d^2 \Delta \alpha}{dt^2} = -\frac{K_v}{J} \frac{d\Delta \alpha}{dt} - \frac{M_{mp}}{J} \operatorname{sign}\left(\frac{d\Delta \alpha}{dt}\right) + \frac{K_i}{J} \cdot i; \quad (3)$$

$$\frac{d\Delta G_m}{dt} = -\frac{1}{T_G} \Delta G_m + \frac{K_G}{T_G} \cdot \Delta \alpha, \quad (4)$$

где i – значение силы тока, причем

$$i = \begin{cases} I_m \operatorname{sign}(S), & \text{если } t_0 \leq t \leq t_0 + |S|; \\ 0, & \text{если } t_0 + |S| < t < t_0 + T_{Ш}. \end{cases} \quad (5)$$

$T_{Ш}$ – период ШИМ;

S – длительность импульса тока;

t_0 – время начала импульса ШИМ;

$\Delta \alpha$ – изменение угла поворота ДЭ, рад;

ΔG_m – действительное (текущее) изменение расхода топлива, кг/час.

Коэффициенты и постоянные величины:

J – момент инерции ДЭ,

M_{mp} – момент сухого трения,

K_i – коэффициент крутящего момента,

K_v – коэффициент вязкого трения,

K_G – коэффициент расхода,

T_G – постоянная времени регулятора перепада давления на ДЭ.

Значение ΔG_m , определяемое по уравнению (4), является выходным параметром, а разность $\delta G = \Delta G_{mз} - \Delta G_m$ служит входным сигналом для формирования закона управления НД.

2.3. Алгоритм формирования длительности импульса тока. Управление расходом топлива НД осуществляют путем изменения длительности импульса тока и его знака, при этом в алгоритме управления знак условно относят к длительности импульса S .

Уравнение для определения длительности импульса с соответствующим знаком:

$$S = \frac{K_{ш}}{I_m K_G} \left(K_{ни} \delta G + K_{ди} \frac{d\delta G}{dt} + K_{ии} \int_0^t \delta G dt \right), \quad (6)$$

где $K_{ш}$ – общий коэффициент пропорциональности;

$K_{ни}$, $K_{ди}$, $K_{ии}$ – параметрический, дифференциальный и интегральный коэффициенты соответственно.

Абсолютное значение длительности импульса, определенного по формуле (6), должно соответствовать условию:

$$S_{\min} \leq |S| \leq S_{\max}. \quad (7)$$

Если значение $|S|$ не удовлетворяет условию (7), ему присваивается предельное значение из (7) с соответствующим знаком.

Заключение

1. Разработана математическая модель контура управления частотой вращения свободной турбины вертолетного двигателя.
2. Сформулирован алгоритм управления контуром подачи топлива.
3. Разработана математическая модель насоса-дозатора с широтно-импульсной модуляцией управляющего сигнала.

Литература

1. Безуглый С.В., Епифанов С.В. Математическая модель вертолетной двигательной установки, учитывающая крутильную жесткость трансмиссии // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 8 (24). – С. 217-220.
2. Павлюк Е.В., Епифанов С.В., Сухолей С.И. Синтез контура управления частотой вращения свободной турбины вспомогательной силовой установки // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8 (16). – С. 110-113.

Поступила в редакцию 25.04.2007

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

УДК 621.577

А.А. СИРОТА

*Николаевский государственный гуманитарный университет им. Петра Могилы,
Украина*

ОПТИМАЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ТРИГЕНЕРАЦИОННЫХ СУДОВЫХ ДИЗЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК С ВОДОРОДНЫМИ ТОПЛИВНЫМИ ДОБАВКАМИ

Проанализирована эффективность совместного применения в дизелях систем тригенерации и добавок водорода к топливу. Определены рациональные параметры таких комбинированных систем, обеспечивающие максимальное повышение эффективности дизелей.

тригенерация, утилизация теплоты, холод, топливо, водородные добавки

Анализ проблемы и постановка цели исследования

Тригенерационные установки судовых ДВС используют вторичные энергоресурсы (ВЭР) двигателей (теплоту уходящих газов, наддувочного воздуха, охлаждающей воды) для производства холода в дополнение к механической или (и) электрической энергии и теплоте. Трансформация теплоты в холод осуществляется в теплоиспользующих холодильных машинах (ТХМ). В свою очередь, выработанный в ТХМ холод целесообразно применять для снижения температуры циклового воздуха дизелей (наружного воздуха на входе, наддувочного воздуха), то есть для собственных потребностей СЭУ. Это позволило бы сократить удельное потребление топлива, повысить КПД и мощность двигателей. Так, известно, что каждые 10 °С увеличения температуры наружного воздуха на входе обеспечивают повышение мощности на 5...7% и КПД на 0,5...0,7% [1].

Однако при работе судовых ДВС на частичных нагрузках температура их ВЭР снижается, что сокращает эффективность применения систем утилизации вообще и тригенерации в частности. Поэтому целесообразным является их использование в комбинации с другими методами повышения эффективности двигателей, в частности, путем применения альтернативных топлив. К последним относится и

водород, который можно использовать в дизелях в виде небольших добавок к органическому топливу. Малые, не превышающие 1...2 %, доли водородных добавок не создают проблем, связанных с получением и хранением водорода на борту судна. В то же время подача в цилиндры двигателей наряду с основным топливом небольших добавок водорода позволяет повысить их эксплуатационную эффективность и экологическую безопасность. Это достигается благодаря способности водорода интенсифицировать сгорание углеводородных топлив и воздействовать на термодинамическую эффективность рабочего цикла двигателей.

Целью выполненного исследования является анализ эффективности совместного применения тригенерационных систем охлаждения циклового воздуха судовых дизелей и небольших добавок водорода к основному топливу, определение на основе результатов этого анализа рациональных режимов работы таких комбинированных систем.

Анализ эффективности применения в ДВС тригенерации и водородных добавок к топливу и определение рациональных их параметров

Наиболее распространенными типами ТХМ являются абсорбционные и эжекторные холодильные машины. Однако абсорбционным машинам прису-

щи повышенные габариты (соответственно и аэродинамическое сопротивление). Поэтому целесообразность их включения в газовый и воздушный тракты ДВС весьма проблематична. Эжекторные машины отличаются конструктивной простотой и надежностью в эксплуатации, поскольку единственным их устройством с подвижными элементами является насос, а функцию компрессора в них выполняет струйный аппарат – эжектор [2]. Применение в эжекторных ТХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволят утилизировать теплоту ВЭР низкого температурного уровня. Включение таких ТХМ в состав ДВС не приводит к заметному усложнению установки.

Схема эжекторной ТХМ, использующей теплоту уходящих газов и наддувочного воздуха для предварительного охлаждения наружного воздуха на входе ДВС и промежуточного охлаждения наддувочного воздуха, представлена на рис. 1. Эжекторная ТХМ состоит из паросилового и холодильного контуров. Паросиловой контур служит для получения паров НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для поджатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителей (воздухоохладителей) холодильного контура, до давления в конденсаторе. Жидкий НРТ после конденсатора разделяют на два потока. Первый поток подают насосом в генератор, в экономайзерной секции которого жидкость нагревается с отводом теплоты от наддувочного воздуха, а в испарительной – испаряется при высоком давлении за счет теплоты, отводимой от уходящих газов ДВС.

Второй поток дросселируют в дроссельном клапане и направляют в испаритель, где жидкость испаряется при низком давлении и соответственно температуре, отводя теплоту в одной секции от наружного воздуха на входе ДВС, а в другой – от наддувочного воздуха, уже охлажденного в экономайзерной секции генератора. Пары НРТ всасываются из испарителей эжектором и подаются

снова в конденсатор. Эжектор совмещает функции детандера паросилового контура (расширение пара происходит в его сопле) и компрессора холодильного контура (повышение давления пара, всасываемого из испарителей происходит в камере смешения и диффузоре).

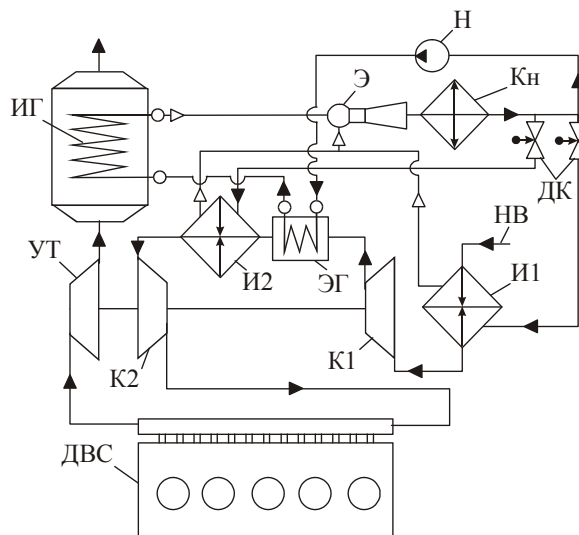


Рис. 1. Схема тригенерационной дизельной установки на базе эжекторной ТХМ, использующей теплоту уходящих газов и наддувочного воздуха для предварительного и промежуточного охлаждения воздуха:

ЭГ, ИГ – экономайзерная и испарительная секции генератора паров НРТ; Э – эжектор; Кн – конденсатор; Н – насос; ДК – дроссельный клапан; НВ – наружный воздух; И1 и И2 – испарители (воздухоохладители); К1, К2 – компрессоры первой и второй ступеней; УТ – утилизационная турбина; УК – утилизационный котел

Эффективность ТХМ оценивается тепловым коэффициентом $\zeta = Q_0 / Q_{\Gamma}$, который представляет собой отношение холодопроизводительности Q_0 (количества теплоты, отведенной от циклового воздуха двигателя) к количеству теплоты Q_{Γ} , подведенной в генераторе к кипящему НРТ от уходящих газов (возможно еще и от наддувочного воздуха). Тепловой коэффициент ζ возрастает с повышением температуры кипения в генераторе (испарителе НРТ высокого давления) t_{Γ} и испарителе НРТ низкого давления (воздухоохладителе) t_0 и с уменьшением температуры конденсации t_{κ} [2].

Результаты анализа эффективности применения тригенерации на основе эжекторных ТХМ в необоротных судовых ДВС приведены на рис. 2 в виде зависимости удельных, приходящихся на единичный расход газа (воздуха), тепловых нагрузок на генератор $\bar{q}_Г$ и испаритель (удельной холодопроизводительности) $\bar{q}_0$, тепловых коэффициентов ТХМ ζ , снижения температуры Δt_b воздуха на

входе ДВС от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температурах кипения НРТ в испарителе $t_0 = 0^\circ\text{C}$; конденсации $t_k = 35^\circ\text{C}$; уходящих газов перед генератором $t_{r1} = 350^\circ\text{C}$ и ограничении температуры уходящих газов после генератора в целом (включая экономайзерную секцию) значением $t_{r2} = 160^\circ\text{C}$, исключающим опасность возникновения сернистой коррозии.

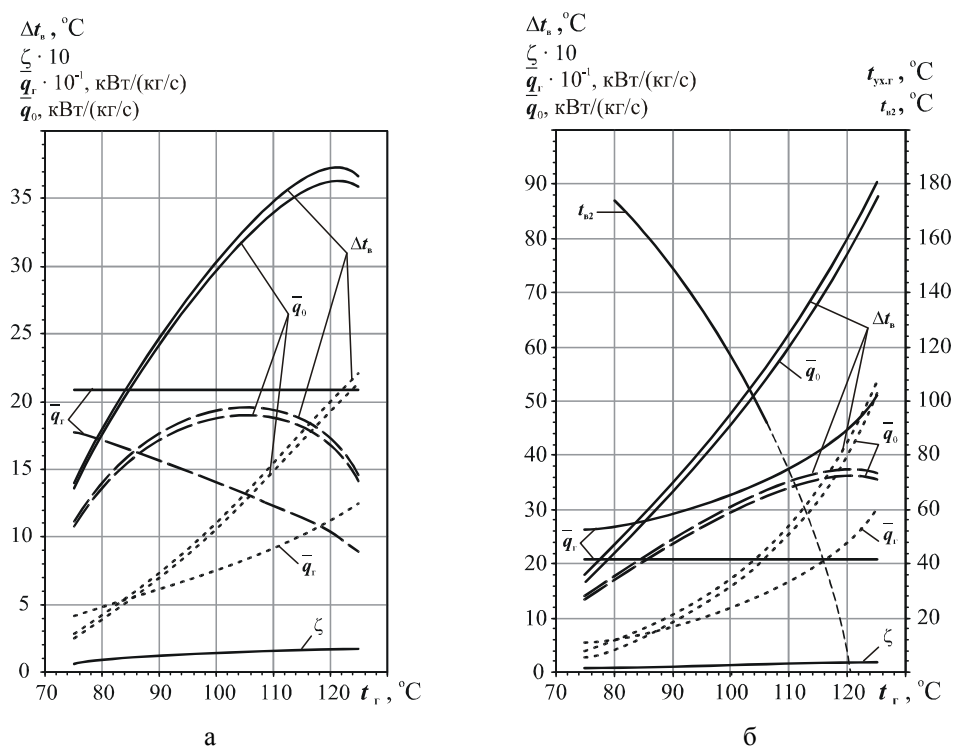


Рис. 2. Удельные тепловые нагрузки на генератор $\bar{q}_Г$ и испаритель $\bar{q}_0$, тепловые коэффициенты ТХМ ζ , снижение температуры Δt_b воздуха на входе ДВС, температура t_{b2} наддувочного воздуха после экономайзерной секции генератора (вне газохода), температура $t_{y.k.g.}$ уходящих газов после испарительной секции генератора ТХМ в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температурах уходящих газов перед генератором $t_{r1} = 350^\circ\text{C}$ и после генератора $t_{r2} = 160^\circ\text{C}$; кипения в испарителе $t_0 = 0^\circ\text{C}$ и конденсации $t_k = 35^\circ\text{C}$:
 — — за счет отвода теплоты генератором в целом $\bar{q}_0$, $\bar{q}_Г$; - - - испарительной секцией $\bar{q}_0$, $\bar{q}_Г$;
 — экономайзерной секцией $\bar{q}_0$, $\bar{q}_Г$; а — экономайзер в газоходе;
 б — экономайзер вынесен из газохода

Здесь же нанесены значения температуры t_{b2} наддувочного воздуха после экономайзерной секции генератора в случае ее вынесения из газохода ДВС на линию наддувочного воздуха при его температуре перед экономайзером $t_{b1} = 220^\circ\text{C}$. При размещении экономайзера вне газохода температу-

ра уходящих газов после испарительной секции генератора ограничивалась значением $t_{r,i2} = 160^\circ\text{C}$. В качестве НРТ в ТХМ применен озонобезопасный хладон R142b.

Величина $t_{y.k.g.}$ на рис. 2, а соответствует температуре уходящих газов после испарительной секции

генератора при размещении его экономайзерной секции в газоходе.

Как видно, с повышением t_r от 80 до 120 °С значение температуры газов после испарительной секции $t_{yx,г} = t_{г,и2}$ изменяется от 200 до 260 °С, что свидетельствует о том, что из-за ограничения $t_{г2} = 160$ °С в испарительной секции генератора не срабатывает тот теплоперепад, который соответствует минимальной (обусловленной интенсивностью теплопередачи) разности температур между $t_{yx,г}$ и t_r ($\Delta t_{г/a} = t_{yx,г} - t_r = 20$ °С) на ее выходе. То обстоятельство, что с повышением t_r разность температур $\Delta t_{г/a}$ даже несколько увеличивается ($\Delta t_{г/a} = 120...140$ °С), обусловлено сокращением удельной теплоты фазового перехода НРТ в испарительной секции большими темпами (с приближением к тройной точке) по сравнению с монотонным возрастанием затрат теплоты на нагрев конденсата НРТ от t_k до t_r , т.е. изменением соотношения удельных нагрузок на испарительную и экономайзерную секции в пользу последней. В случае вынесения экономайзера на линию наддувочного воздуха (при ограничении по температуре уходящих газов, но уже после испарительной секции: $t_{г,и2} = 160$ °С) разность температур $\Delta t_{г/a}$ сокращается от 80 до 40 °С, т.е. на величину приращения t_r от 80 до 120 °С.

Наличие ограничения по температуре уходящих газов после генератора $t_{г2} = 160$ °С, а при вынесении экономайзера из газохода – по температуре газов после испарительной секции $t_{г,и2} = 160$ °С тождественно постоянству удельных тепловых нагрузок на генератор $\bar{q}_Г$ и его испарительную секцию $\bar{q}_Г''$ соответственно: графики зависимостей $\bar{q}_Г = f(t_r)$ на рис. 2, а и $\bar{q}_Г'' = f(t_r)$ на рис. 2, б представляют собой горизонтальные прямые. Возрастание же суммарной удельной холодопроизводительности $\bar{q}_0$ в первом случае и ее части $\bar{q}_0''$, приходящейся на испарительную секцию, происходит исключительно

благодаря увеличению теплового коэффициента ζ с повышением t_r .

Таким образом, именно ограничение температуры уходящих газов после генератора $t_{г2} = 160$ °С приводит к значительному сокращению теплоперепада по уходящим газам $\Delta t_{г,и} = t_{г1} - t_{г,и2}$, срабатываемого в испарительной секции генератора, с повышением t_r : от 150 °С при $t_r = 80$ °С до 90 °С при $t_r = 120$ °С, что в конечном счете ограничивает общую удельную холодопроизводительность ТХМ $\bar{q}_0$ и соответственно Δt_b их максимальными значениями при $t_r = 120$ °С (рис. 2, а).

При вынесении экономайзера из газохода ограничение по температуре уходящих газов $t_{г,и2} = 160$ °С, обусловленное опасностью возникновения сернистой коррозии, хотя количественно и остается прежним, но его влияние на эффективность тригенерации качественно меняется: оно вызывает стагнацию тепловой нагрузки на испарительную секцию $\bar{q}_Г'' = \text{const}$, не влияя на тепловую нагрузку экономайзерной секции $\bar{q}_Г'$, увеличение которой с повышением t_r приводит к непрерывному возрастанию суммарной тепловой нагрузки генератора $\bar{q}_Г$ и, следовательно, удельной холодопроизводительности $\bar{q}_0$ и степени охлаждения воздуха в испарителе ТХМ Δt_b (рис. 2, б).

В обоих случаях максимальные $\bar{q}_0$ и соответственно Δt_b достигаются после $\bar{q}_0' > \bar{q}_0''$.

При вынесении экономайзера генератора ТХМ на линию наддувочного воздуха температура кипения t_r в испарительной секции должна быть около 110 °С, чтобы температура наддувочного воздуха была не ниже $t_{б2} = 60$ °С в соответствии с рис. 2, б. Отметим, что ее нижний предел определяется соотношением $t_{б2} = t_k + 15...20$ °С и зависит от интенсивности теплопередачи в конденсаторе. При этом степень охлаждения воздуха в испарителе Δt_b ока-

зывается более чем на 10 °С меньше от таковой при $t_r = 120$ °С, что приводит к снижению относительно приращения мощности и КПД почти на 10 % и 1 % соответственно. Чтобы получить максимальный эффект (при $t_r = 120$ °С) температура наддувочного воздуха на входе экономайзера $t_{в1}$ должна быть тоже выше примерно на 10 °С (по сравнению с принятой в расчетах $t_{в1} = 120$ °С).

Как видно из рис. 3, даже при столь жестком, обусловленном опасностью возникновения серни-

стой коррозии, ограничении по температуре уходящих газов $t_{г2} = 160$ °С применение ТХМ для охлаждения циклового воздуха ДВС обеспечивает весьма существенные относительное приращение мощности $\bar{N} \approx 18$ % и приращение КПД двигателя $\bar{\eta} = 1,8$ %. При вынесении экономайзерной секции генератора ТХМ из газохода на линию наддувочного воздуха эффект оказывается гораздо выше: $\bar{N} = 30...40$ % и $\bar{\eta} = 3...4$ %.

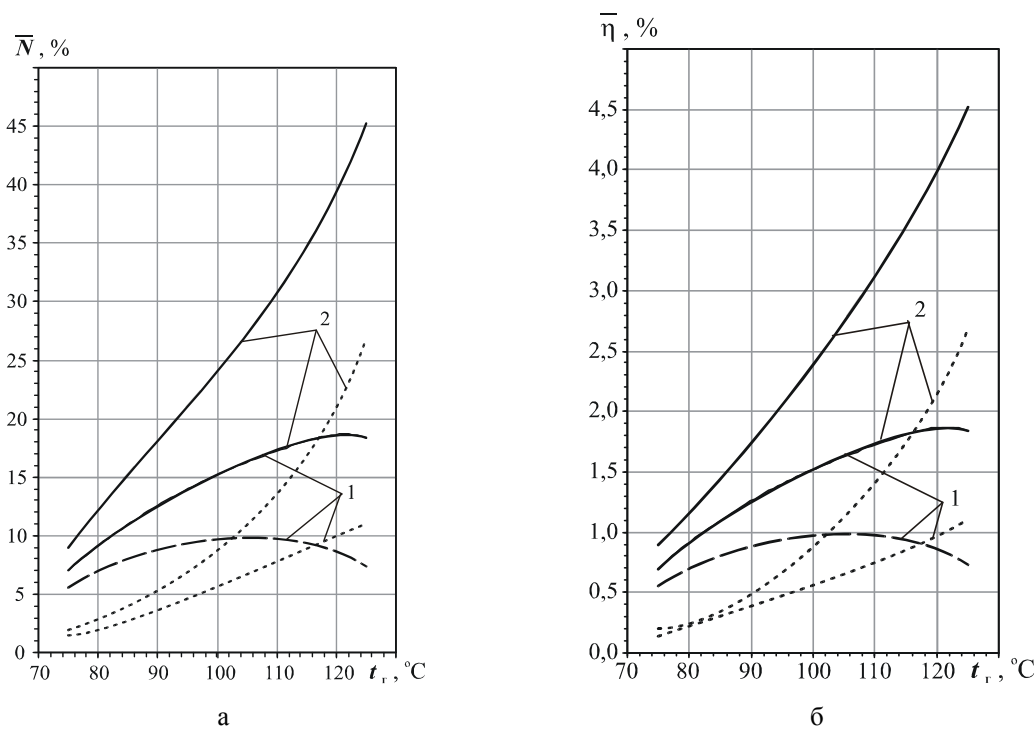


Рис. 3. Относительные приращения мощности $\bar{N}$ (а) и КПД $\bar{\eta}$ (б) за счет уменьшения температуры воздуха на входе в зависимости от температуры t_r кипения НРТ в генераторе при температурах кипения в испарителе $t_0 = 0$ °С, конденсации $t_k = 35$ °С и уходящих газов после генератора $t_{г2} = 160$ °С:

— — за счет отвода теплоты генератором в целом $\bar{N}$, $\bar{\eta}$; - - - - испарительной секцией $\bar{N}$, $\bar{\eta}$;
 — экономайзерной секцией $\bar{N}$, $\bar{\eta}$; 1 — экономайзер в газоходе;
 2 — экономайзер вынесен из газохода

В результате выполненного автором экспериментального исследования влияния водородных добавок к органическому топливу на КПД четырехтактного среднеоборотного ДВС с наддувом были определены оптимальные массовые доли водородных добавок, обеспечивающие максимальное приращение КПД двигателя (на 2...4 %) и составляющие примерно 0,1 %.

Результаты расчетов приращения КПД среднеоборотных ДВС за счет предварительного и промежуточного охлаждения воздуха в эжекторной ТХМ совместно с применением водородных добавок (с массовой долей около 0,1 %) при разных ограничениях по температуре уходящих газов после генератора $t_{г2}$ ($t_{г2} = 100$ °С и $t_{г2} = 160$ °С) представлены на рис. 4.

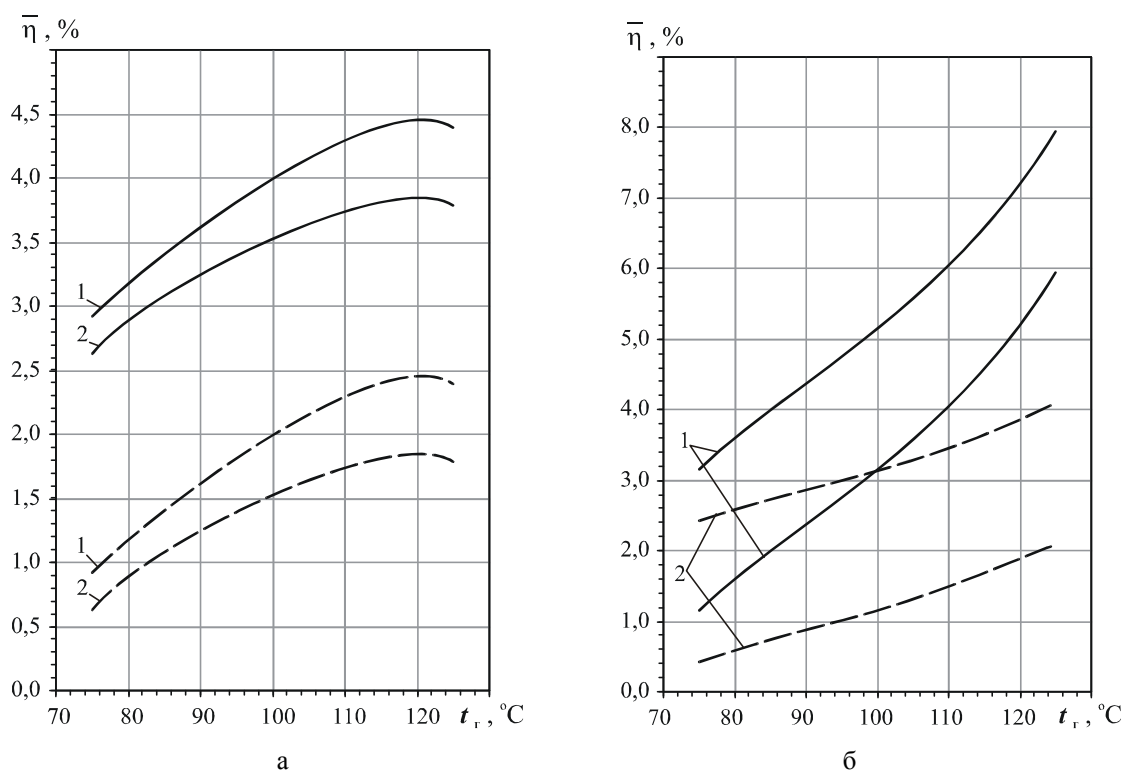


Рис. 4. Приращение КПД $\bar{\eta}$ в зависимости от температуры t_r кипения НРТ в генераторе при температурах уходящих газов перед генератором $t_{r1} = 350$ °C, кипения в испарителе $t_0 = 0$ °C, конденсации $t_k = 35$ °C и уходящих газов после генератора t_{r2} : 1 - $t_{r2} = 100$ °C; 2 - $t_{r2} = 160$ °C; --- - тригенерация; — - тригенерация и водородные топливные добавки; а - экономайзер в газоходе; б - экономайзер вынесен из газохода

Выводы

При жестком ограничении по температуре уходящих газов после генератора ТХМ ($t_{r2} = 160$ °C) приращение КПД ДВС за счет совместного применения тригенерации и водородных топливных добавок составляет 4...5%, а при менее жестком ($t_{r2} = 100$ °C) - 4,5...7,0%.

Большие значения в указанных диапазонах относятся к варианту с вынесением экономайзера генератора из газохода на линию наддувочного воздуха, а меньшие - когда экономайзер размещен в газоходе. При этом рациональное значение температуры кипения НРТ в генераторе составляет 120 °C.

Литература

1. Аболешкин С.Е., Балыхин Ю.В. Экспериментальная проверка стабильности интегрального показателя технического состояния главного судового двигателя // Судовые энергетические установки: Научн.-техн. сб. - Одесса: ОНМА, 2004. - Вып. 11. - С. 132-139.
2. Захаров В.Ю. Судовые установки кондиционирования воздуха и холодильные машины. - С.-Пб.: Судостроение, 1994. - 504 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Капустин, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь.

УДК 621.577

Р.Н. РАДЧЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ОПТИМАЛЬНЫЕ МАССОВЫЕ СКОРОСТИ ХЛАДАГЕНТА В ИСПАРИТЕЛЯХ ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩИХ ЭЖЕКТОРНЫХ УСТАНОВОК КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА СУДОВЫХ ДВС

Проанализирована зависимость эффективности теплоиспользующих эжекторных установок кондиционирования воздуха от массовой скорости хладагента в испарителях. Установлено существование оптимальной массовой скорости хладагента, обеспечивающей максимальные тепловые коэффициенты установок.

утилизация теплоты, вторичные энергоресурсы, кондиционирование воздуха, испаритель, массовая скорость хладагента, плотность теплового потока

Анализ проблемы и постановка задачи исследования

Эффективность ДВС существенно зависит от температуры наружного воздуха на входе. Известно, что каждые десять градусов повышения температуры воздуха на входе в компрессор турбонаддувочного агрегата приводят к снижению мощности ДВС на 5...10% и КПД на 0,5...1,0% [1]. Уменьшить температуру воздуха на входе и за счет этого повысить мощность и КПД двигателей можно с помощью установок кондиционирования воздуха. Очевидно, что весьма рациональным было бы применение теплоиспользующих установок кондиционирования воздуха (ТУКВ), утилизирующих средне- и низкопотенциальную теплоту вторичных энергоресурсов (ВЭР) ДВС, в частности, уходящих газов, наддувочного воздуха и охлаждающей воды. Такое решение в наибольшей степени соответствовало бы условиям эксплуатации главных ДВС рыбопромысловых судов с превалированием частичных нагрузок, когда из-за пониженной температуры уходящих газов утилизация их теплоты в традиционных пароводяных котлах не представляется возможной. Время же эксплуатации судов на промысле составляет 60...70% продолжительности рейса [2], и использование теплоты ВЭР их главных двигателей в ТУКВ

позволило бы повысить энергетические показатели самих двигателей и, в конечном счете, существенно сократить потребление топлива за рейс в целом.

Эффективность ТУКВ во многом зависит от работы их испарителей-воздухоохладителей (И-ВО), обеспечивающих снижение температуры наружного воздуха на входе ДВС. Чем выше плотность теплового потока q в И-ВО, тем более компактными будут И-ВО, а при неизменных их габаритах – меньше температурные напоры θ в них между охлаждаемым воздухом и кипящим хладагентом, что позволяет охладить воздух на входе ДВС до более низкой температуры и за счет этого повысить эффективность двигателей (КПД и мощность). В то же время плотность теплового потока q зависит от коэффициента теплопередачи k и температурного напора θ между участвующими в теплообмене средами ($q = k\theta$), а θ , в свою очередь, – от падения температуры кипения Δt_0 , обусловленного гидравлическим сопротивлением ΔP кипящего потока хладагента, и, в конечном счете, оба параметра k и θ , а значит и q , – от массовой скорости w хладагента, кипящего в каналах (змеевиках) И-ВО.

Таким образом, исходя из массовой скорости w хладагента рассчитываются плотность теплового потока q , а значит и поверхность И-ВО, и определя-

ются основные конструктивные параметры И-ВО: длина и число каналов.

Поскольку с увеличением rw коэффициенты теплоотдачи α_a при кипении хладагента и теплопередачи k возрастают, а температурный напор θ , зависящий от падения температуры кипения Δt_0 , обусловленного гидравлическим сопротивлением ΔP кипящего хладагента, наоборот, снижается, то существует максимум плотности теплового потока как функции $q = k\theta$. Массовую скорость rw кипящего хладагента, которая обеспечивает максимальную плотность теплового потока $q_{\max}$, принято считать оптимальной $(rw)_{\text{опт}}$. При проектировании ВО необходимо обеспечить максимальные плотности тепловых потоков $q_{\max}$ в них.

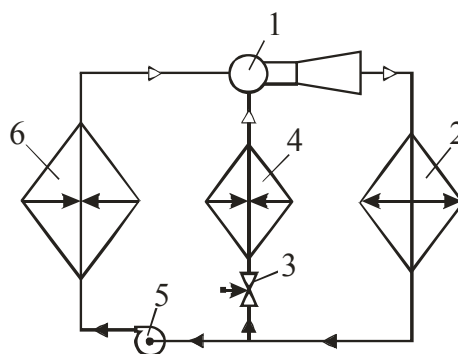
Обычно массовую скорость rw хладагента выбирают либо исходя из практики проектирования (по прототипу), либо на основе эмпирических зависимостей, действительных для весьма ограниченного диапазона рабочих тел и параметров цикла. Для перспективных озонобезопасных хладагентов такие данные, как правило, отсутствуют.

Целью выполненного исследования является определение оптимальной массовой скорости $(rw)_{\text{опт}}$ хладагента в испарителе-воздухоохладителе ТУКВ, которая обеспечивает максимальную плотность теплового потока $q_{\max}$ в нем и повышение эффективности двигателей (КПД и мощности), а также разработка рекомендаций по рациональному проектированию И-ВО.

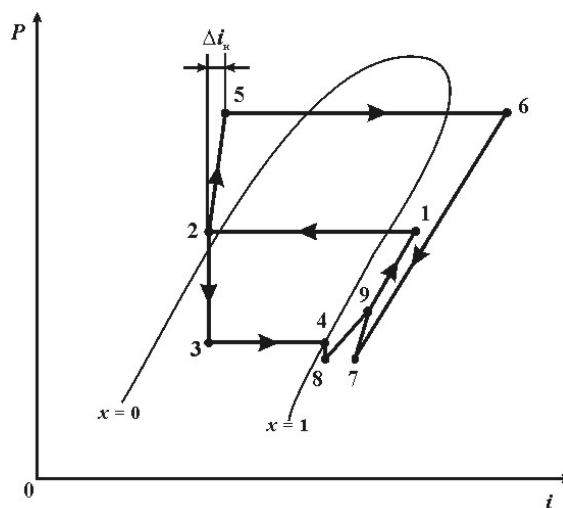
Анализ результатов исследования влияния массовой скорости хладагента в воздухоохладителях на эффективность применения ТУКВ в ДВС

Схема и цикл эжекторной ТУКВ [3] приведены на рис. 1. Эжекторная ТУКВ работает следующим образом: эжектор всасывает пар из испарителя, используя энергию рабочего пара высокого давления (точка 6), который поступает из генератора и расширяется в его сопле до давления (точка 7), не-

сколько меньшего, чем давление пара на выходе из испарителя (точка 4), и сжимает его до давления конденсации (точка 1): процессы 3-4 и 5-6 – кипение (возможно с перегревом) в испарителе и генераторе рабочего пара высокого давления; 6-7 – расширение рабочего пара в сопле эжектора; 4-8 – понижение давления всасываемого из испарителя пара в приемной камере эжектора; 8-9 и 7-9 – смешение холодного пара из испарителя и пара на выходе из сопла эжектора; 9-1 – повышение давления смешанного пара в камере смешения и диффузоре эжектора.



а



б

Рис. 1. Схема (а) и цикл (б) эжекторной ТУКВ: 1 – эжектор; 2 – конденсатор; 3 – дроссельный вентиль; 4 – испаритель-воздухоохладитель; 5 – насос; 6 – генератор рабочего пара

Сжатый в эжекторе пар конденсируется в конденсаторе (процесс 1-2). Жидкий хладагент разделяется на два потока: первый дросселируется

в дроссельном вентиле (пр. 2-3) и испаряется в испарителе (пр. 3-4), второй – сжимается в насосе до высокого давления (пр. 2-5) и испаряется в генераторе (пр. 5-6).

О зависимости основных теплогидродинамических параметров И-ВО – коэффициентов теплоотдачи α_a к кипящему хладагенту и теплопередачи k , падения давления ΔP кипящего хладагента и температурного напора θ , плотности теплового потока q – от массовой скорости хладагента rw в каналах И-ВО можно судить по результатам расчетов, представленным на рис. 2.

В качестве хладагента применен озонобезопасный хладон R142B; температура кипения $t_0 = 0^\circ\text{C}$; температура воздуха на входе и выходе из И-ВО соответственно $t_{в1} = 30^\circ\text{C}$ и $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$; степень оребрения $\beta = 16$; внутренний диаметр трубок $d_{вн} = 0,01$ м.

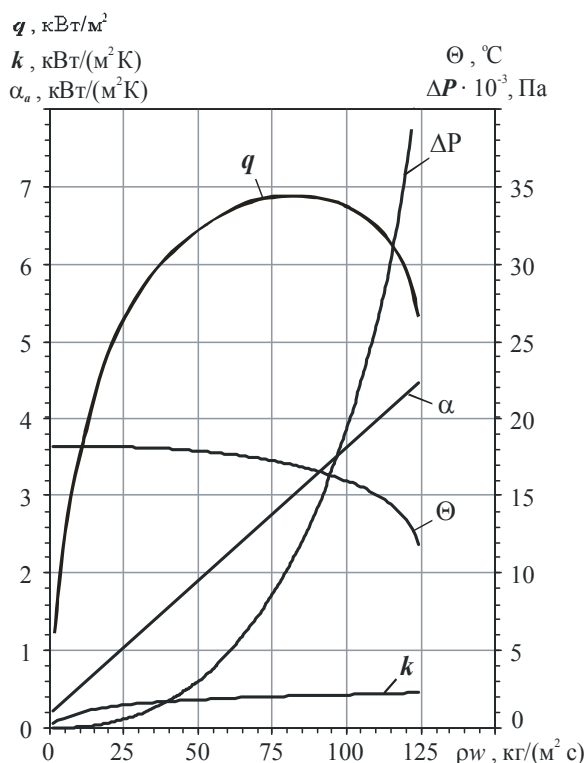


Рис. 2. Коэффициенты теплоотдачи α_a и теплопередачи k , температурные напоры θ , падение давления ΔP и плотности теплового потока q в зависимости от массовой скорости rw хладагента R142B в И-ВО при $t_0 = 0^\circ\text{C}$; $t_{в1} = 30^\circ\text{C}$; $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$

Из рис. 2 видно, что с увеличением rw коэффициенты теплоотдачи α_a и теплопередачи k возрастают, тогда как повышение гидравлического сопротивления ΔP , наоборот, приводит к падению температуры кипения Δt_0 и, как следствие, температурного напора θ . Такое противоположное влияние массовой скорости rw на коэффициент теплопередачи k (коэффициент теплоотдачи α_a) и температурный напор θ , состоящее в увеличении k и уменьшении θ , обуславливает существование максимума плотности теплового потока как функции вида $q = k\theta$. Максимальной плотности теплового потока $q_{\max} \approx 70$ кВт/м² соответствует оптимальная величина $(rw)_{\text{opt}} = 80$ кг/(м²·с).

Как видно, экстремум функции $q = f(rw)$ имеет резко выраженный характер. Обращает на себя внимание более резкое снижение графиков $q = f(rw)$ после достижения максимальных значений $q_{\max}$ по сравнению с их возрастанием, из чего следует вывод о нецелесообразности превышения $(rw)_{\text{opt}}$ при проектировании И-ВО.

Максимальной плотности теплового потока $q_{\max}$ соответствует либо минимальная поверхность И-ВО, либо минимальный температурный напор θ в нем между охлаждаемым воздухом и кипящим хладагентом (при неизменной поверхности И-ВО). Последнее позволяет охлаждать воздух на входе ДВС при максимальной температуре кипения хладагента t_0 в И-ВО. Подтверждением существования минимума температурного напора θ и максимума температуры кипения хладагента t_0 служат результаты расчетов, выполненные для указанных выше условий ($t_{в1} = 30^\circ\text{C}$ и $t_{в2} = 10^\circ\text{C}$) и приведенные на рис. 3. Как видно, зависимости $\theta = f(rw)$ и $t_0 = f(rw)$ имеют явно выраженный экстремальный характер.

Эффективность ТУКВ характеризуется тепловым коэффициентом $\zeta = Q_0 / Q_{\Gamma}$, представляющим собой отношение холодопроизводительности Q_0 (количества теплоты, отведенной от циклового воздуха ДВС) к количеству теплоты Q_{Γ} , подведенной в гене-

раторе к кипящему хладагенту от уходящих газов. В свою очередь, ζ зависит от коэффициента эжекции U – отношения расходов пара хладагента низкого давления, эжектируемого из И-ВО, и силового пара хладагента высокого давления, поступающего в ра-

бочее сопло эжектора из генератора:

$$\zeta = U \cdot q_{0x} / q_r,$$

где q_{0x} и q_r – холодопроизводительность и тепловая нагрузка на генератор, приходящиеся на единичный расход хладагента.

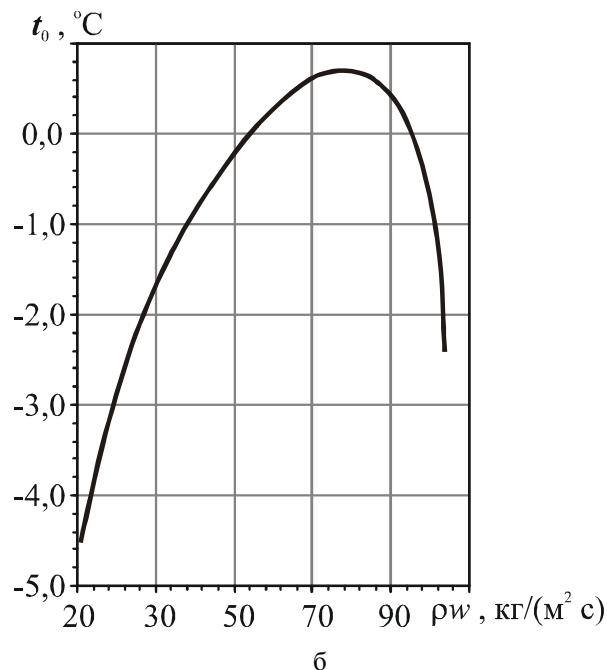
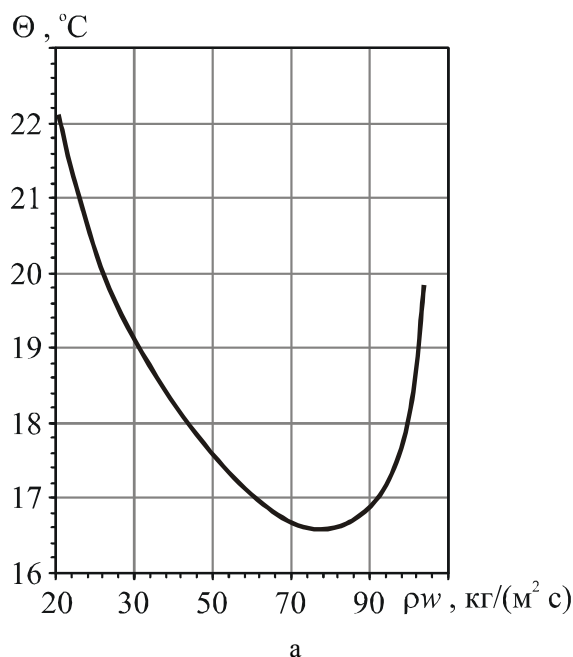


Рис. 3. Изменение температурного напора θ (а) и температуры кипения t_0 (б) в зависимости от массовой скорости ρw хладагента R142B в И-ВО

Поскольку U и ζ зависят от t_0 , возрастая с повышением t_0 , то характер их изменения также соответствует зависимости $t_0 = f(\rho w)$ на рис. 3, а. Это подтверждается результатами расчетов U и ζ , приведенными на рис. 4 для указанных выше условий ($t_{в1} = 30$ °C и $t_{в2} = 10$ °C), $t_r = 80$; 100 и 120 °C и $t_k = 35$ °C.

Как видно, отклонение массовых скоростей от оптимальных величин $(\rho w)_{opt}$ приводит к уменьшению теплового коэффициента ζ на 20...30 %. Особенно резкое снижение ζ происходит после достижения $(\rho w)_{opt}$, что следует учитывать при проектировании И-ВО эжекторных ТУКВ.

Экстремальный характер зависимости $\zeta = f(\rho w)$ сохраняется и при разных температурах кипения в генераторе t_r , причем с повышением t_r сами максимумы ζ возрастают, но их положение относительно ρw практически остается неизменным.

Поскольку степень охлаждения воздуха на входе ДВС зависит от холодопроизводительности теплоиспользующей установки кондиционирования воздуха, которая, в свою очередь, – от ζ , то эксплуатация И-ВО при оптимальных массовых скоростях $(\rho w)_{opt}$ хладагента обеспечивает максимальную эффективность применения теплоиспользующих установок кондиционирования воздуха в ДВС.

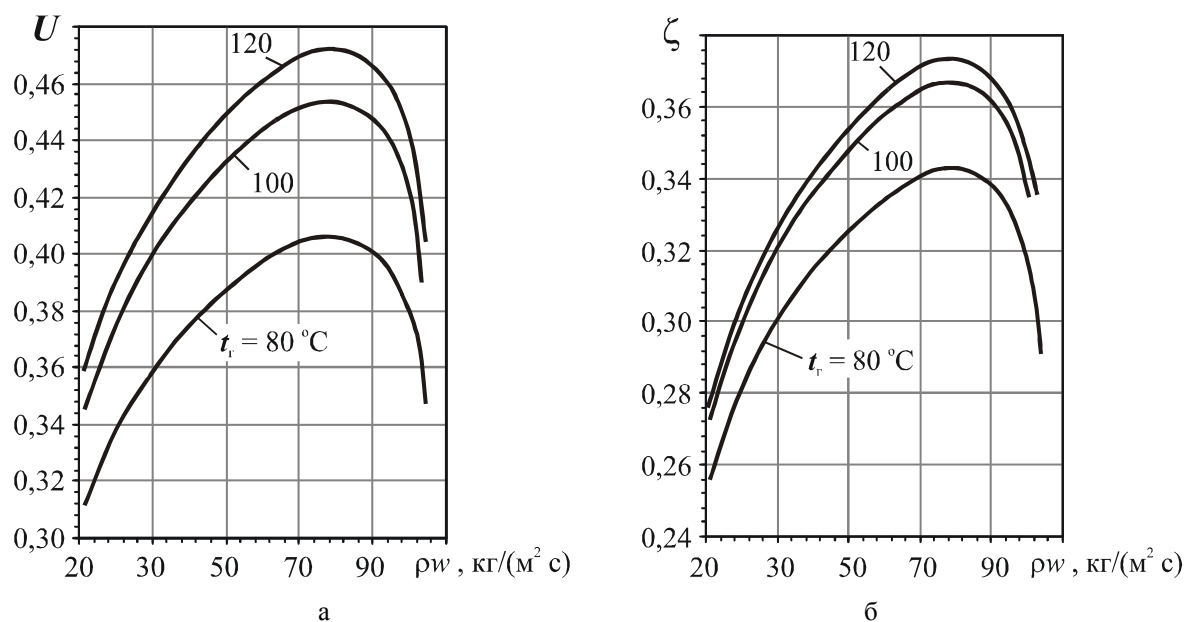


Рис. 4. Коэффициенты эжекции U (а) и тепловые коэффициенты ζ (б) эжекторной ТУКВ в зависимости от массовой скорости ρw хладагента R142В в И-ВО при температурах кипения в генераторе $t_r = 80; 100$ и 120 °С и конденсации $t_k = 35$ °С

Выводы

1. Зависимости плотности теплового потока и тепловых коэффициентов теплоиспользующей установки кондиционирования воздуха от массовой скорости хладагента в И-ВО имеют явно выраженный экстремальный характер. Соответствующая им массовая скорость хладагента является оптимальной $(\rho w)_{opt}$.

2. Рациональное проектирование И-ВО включает определение оптимальных величин $(\rho w)_{opt}$, соответствующих максимальным плотности теплового потока и тепловому коэффициенту теплоиспользующей установки кондиционирования воздуха, и обеспечивает максимальную глубину охлаждения циклового воздуха ДВС в ТУКВ и, в конечном счете, эффективное применение теплоиспользующих установок кондиционирования воздуха в ДВС.

Литература

1. Колпакчи Э.М., Кохановский А.И. Особенности технической эксплуатации судовой энергетической установки пассажирского судна, работающего в условиях стесненного фарватера // Судовые энергетические установки: Научн.-техн. сб. – Одесса: ОНМА. – 2004. – Вып. 11. – С. 23-33.
2. Коршунов Л.П. Энергетические установки промысловых судов. – Л.: Судостроение, 1991. – 360 с.
3. Захаров Ю.В. Судовые установки кондиционирования воздуха и холодильные машины. – С.-Пб.: Судостроение, 1994. – 504 с.

Поступила в редакцию 25.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, Одесса.

УДК 621.577

В.В. КАПУСТИН¹, А.А. АНДРЕЕВ², Д.В. КОНОВАЛОВ², Н.И. РАДЧЕНКО²¹*Севастопольский национальный технический университет, Украина*²*Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина*

ТРИГЕНЕРАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОМЕЖУТОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА СУДОВЫХ ДВС

На основе анализа результатов расчета рациональных параметров промежуточного охлаждения наддувочного воздуха ДВС обоснованы схемные решения тригенерационных контуров на базе теплоиспользующих эжекторных холодильных машин.

наддувочный воздух, промежуточное охлаждение, тригенерационный контур, низкокипящее рабочее тело, теплоиспользующая холодильная машина

Анализ проблемы и постановка задачи исследования

Одним из перспективных направлений повышения эффективности судовых ДВС является утилизация теплоты их вторичных энергоресурсов (ВЭР): теплоты, отводимой с продуктами сгорания, охлаждающей водой и от наддувочного воздуха. На долю тепловых потерь с наддувочным воздухом приходится 7...10% теплоты сгорания топлива. В высокоэкономичных длинноходных малооборотных дизелях (МОД) температура наддувочного воздуха достигает 240...260 °С. Традиционно утилизация его теплоты предполагает получение водяного пара и нагрев воды в 3–4-секционных охладителях наддувочного воздуха (ОНВ) [1]. В этом случае имеет место комбинированная выработка механической и тепловой энергии, т.е. когенерация. Однако из-за снижения температуры наддувочного воздуха на частичных нагрузках двигателя возможности использование его теплоты для производства водяного пара резко сокращаются или исключаются вообще. С другой стороны, на транспортных судах на ходовых режимах мощности теплопроизводящих когенерационных контуров превосходят потребности судна в тепловой энергии. В условиях отсутствия потребителей избыточной

тепловой энергии на транспортных судах и при недостаточно высокой для работы пароводяных теплоиспользующих контуров температуре наддувочного воздуха его теплоту целесообразно задействовать для выработки холода в тригенерационных установках. Вырабатываемый при этом холод можно применять как для предварительного охлаждения наружного воздуха на входе, так и для промежуточного охлаждения наддувочного воздуха. Благодаря глубокому промежуточному охлаждению наддувочного воздуха можно повысить эффективность ДВС, нивелируя отрицательное влияние повышения температуры наружного воздуха. Так, известно, что каждые 10 °С повышения температуры наружного воздуха вызывают снижение КПД ДВС на 0,5...0,7% и мощности на 5...10% [2, 3].

Основу тригенерационных контуров, в которых происходит трансформация теплоты ВЭР в холод, составляют теплоиспользующие холодильные машины (ТХМ). Абсорбционным холодильным машинам свойственны повышенные габариты (соответственно аэродинамическое сопротивление), и целесообразность их включения в воздушный тракт ДВС весьма проблематична. Конструктивной простотой и надежностью в эксплуатации отличаются ТХМ струйного – эжекторного типа, в которых эжектор

выполняет функцию компрессора [4 – 6]. Включение таких ТХМ в дизельные установки не приведет к заметному усложнению последних. В ТХМ используются низкокипящие рабочие тела (НРТ), что позволяет утилизировать теплоту сравнительно низкого температурного уровня, что особенно важно для режимов частичной нагрузки ДВС.

Целью выполненного исследования является определение рациональных параметров тригенерационных контуров судовых ДВС, обеспечивающих максимальное приращение КПД и мощности двигателей за счет охлаждения наддувочного воздуха.

Анализ параметров тригенерационных контуров судовых ДВС

Теплоиспользующие эжекторные холодильные машины в наибольшей степени отвечают двойному функциональному назначению наддувочного воздуха как источника теплоты, так и объекта охлаждения. При этом генератор пара НРТ высокого давления устанавливается на высокотемпературном участке наддувочного воздушного тракта (перед водяным охладителем наддувочного воздуха), а испаритель НРТ низкого давления – для более глубокого охлаждения наддувочного воздуха (рис. 1) или же предварительного охлаждения воздуха на всасывании компрессора.

Компрессоры турбонаддувочных агрегатов современных судовых ДВС имеют относительно высокие степени повышения давления $\pi_k = 2...4$. Традиционным способом сокращения работы сжатия в компрессоре является промежуточное охлаждение воздуха между ступенями сжатия. Обычно охлаждение наддувочного воздуха осуществляется забортной водой, охлаждающий потенциал которой ограничен или пресной водой, потенциал которой еще меньше. Глубокое охлаждение наддувочного воздуха позволяет нивелировать повышение температуры наружного воздуха на входе в турбоком-

прессор ДВС и увеличить массовый заряд цилиндров воздухом, что создает предпосылки для увеличения подачи топлива с соответствующим ростом цилиндровой мощности ДВС.

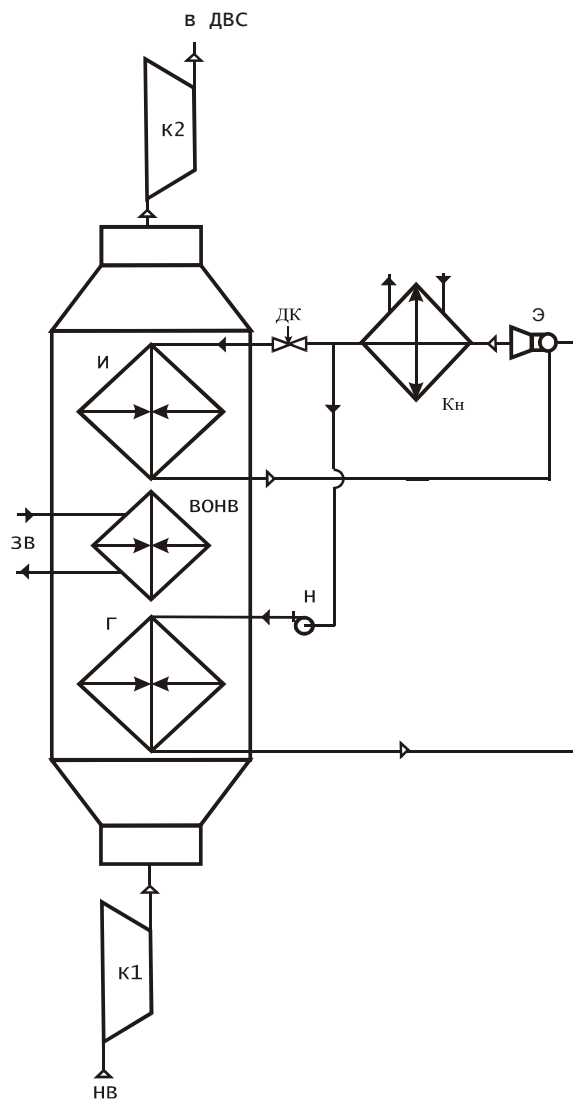


Рис. 1. Схема эжекторной тригенерационной системы охлаждения наддувочного воздуха ДВС: Г – генератор паров хладагента; Э – эжектор; Кн – конденсатор; Н – насос; ДК – дроссельный клапан; И – испаритель (воздухоохладитель); К1, К2 – компрессоры первой и второй ступеней; ВОНВ – водяной охладитель наддувочного воздуха; НВ – наружный воздух; ЗВ – забортная вода

С целью определения рациональных параметров наддувочного воздуха при промежуточном его охлаждении были выполнены расчеты зависимости мощности наддувочного турбокомпрессора от отношения π_{k1}/π_{k2} степеней сжатия компрессорных

ступеней низкого $\pi_{к1}$ и высокого $\pi_{к2}$ давления при разных температурах $t_{по2}$ сжатого воздуха после промежуточного охладителя (ПО) и температурах $t_{вх}$ наружного воздуха на входе.

За базовый вариант принят одноступенчатый турбокомпрессор без ПО со степенью сжатия 4.

Результаты расчетов в виде зависимости отношения $N_{по}/N$ мощностей двухступенчатого компрессора с промощением $N_{по}$ и базового компрессора N при температурах $t_{по2} = 20, 40, 60$ и 80 °C и воздуха на входе в компрессор $t_{вх} = 40$ и 20 °C приведены на рис. 2.

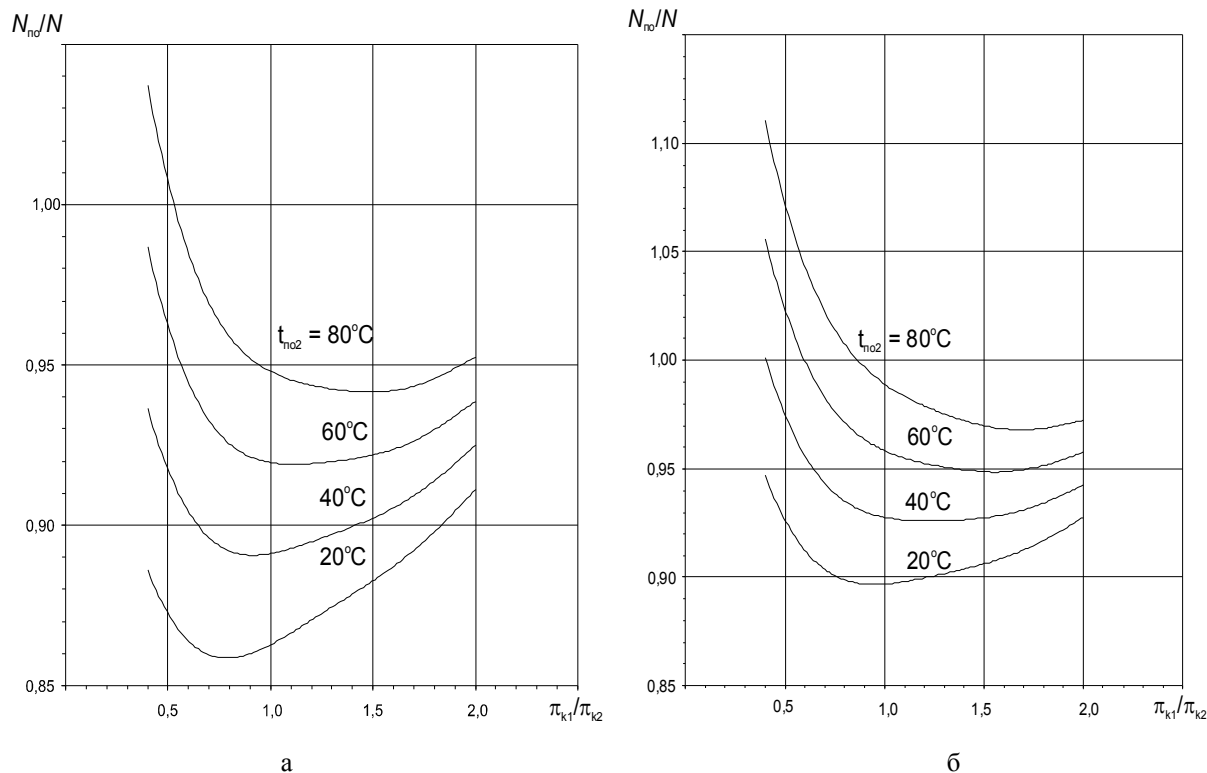


Рис. 2. Зависимости отношения мощностей $N_{по}/N$ компрессоров от отношения степеней сжатия $\pi_{к1}/\pi_{к2}$ компрессорных ступеней: а – $t_{вх} = 40$ °C; б – $t_{вх} = 20$ °C

Как видно из рис. 2, для ДВС с промежуточным охлаждением существует рациональная величина отношения степеней сжатия $\pi_{к1}/\pi_{к2}$, которая обеспечивает сокращение затрат мощности наддувочного агрегата на 5...15% и находится в диапазоне 0,8...1,5, причем с уменьшением $t_{по2}$ (увеличением глубины охлаждения) экстремумы снижаются и смещаются в сторону больших величин $\pi_{к1}/\pi_{к2}$. Наибольшее сокращение мощности (свыше 12...15%) достигается при глубоком охлаждении сжатого воздуха к $t_{по2} = 20...40$ °C, что возможно лишь при применении машинного холода. В таком случае компоновка

эжекторной ТХМ на НРТ предусматривает применение ее генератора пара НРТ высокого давления (силового контура ТХМ) для использования относительно высокотемпературного теплового потенциала наддувочного воздуха, а ее испарителя – для глубокого охлаждения наддувочного воздуха до температуры $t_{по2} = 20...40$ °C.

При нехватке холода возможно параллельное подключение дополнительного генератора пара, использующего теплоту отходящих газов ДВС, т.е. параллельная работа двух генераторов ТХМ на один испаритель.

Из рис. 2, б видно, что сокращение потребляемой мощности компрессорного агрегата с переходом на промежуточное охлаждение весьма существенно даже при достаточно низкой температуре воздуха на входе, что свидетельствует о целесообразности предварительного охлаждения воздуха, то есть комбинированного охлаждения циклового воздуха. Таким образом, рациональную компоновку тригенерационного контура на базе ТХМ (место включения генератора пара и испарителя ТХМ в газоздушный тракт ДВС) следует осуществлять, исходя из оптимального отношения степеней повышения давления $\pi_{к1}/\pi_{к2}$, обеспечивающего максимальное со-

кращение потребляемой мощности наддувочного агрегата.

При проектировании теплообменников ТХМ (генератора паров НРТ высокого давления и испарителя НРТ низкого давления) необходимо знать перепады температур по сжатому воздуху

$$\Delta t_{\text{ПО}} = t_{\text{ПО1}} - t_{\text{ПО2}},$$

которые для рассмотренных условий приведены на рис. 3 вместе с температурой $t_{\text{ПО1}}$ сжатого воздуха на входе в ПО (после компрессора первой ступени).

Как видно, в зависимости от глубины охлаждения они изменяются в диапазоне значений

$$\Delta t_{\text{ПО}} = 50 \dots 100 \text{ } ^\circ\text{C}.$$

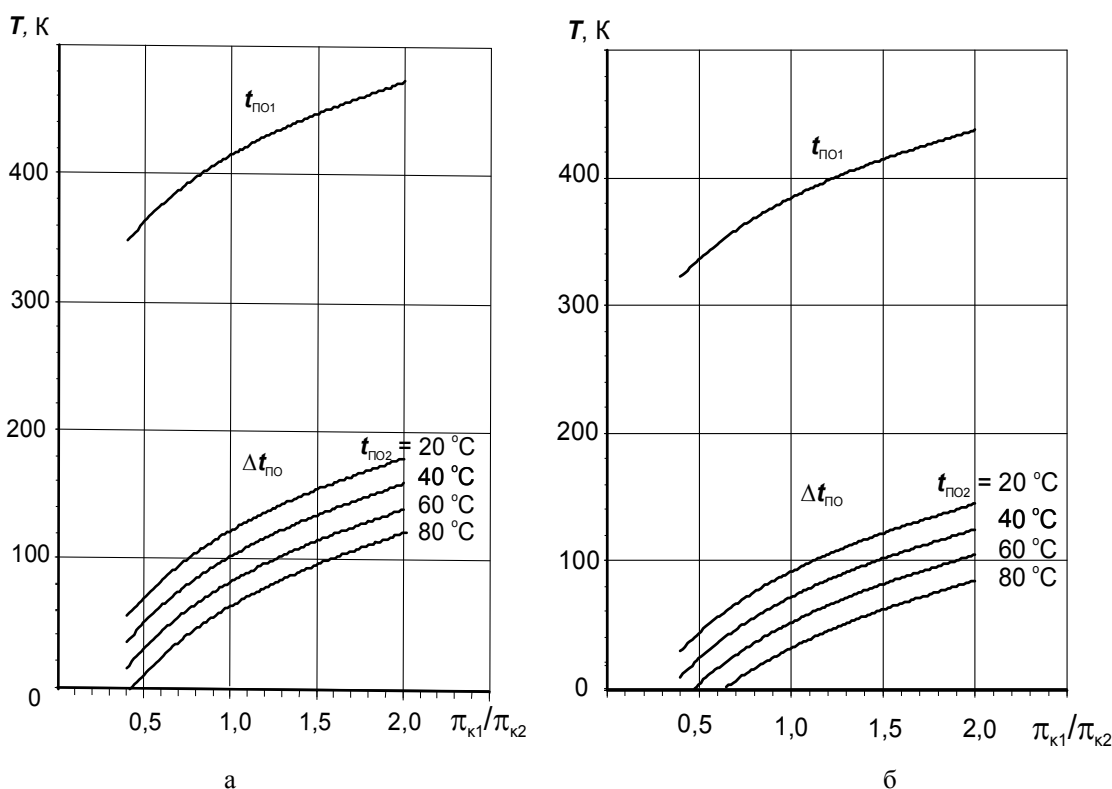


Рис. 3. Зависимости температуры $t_{\text{ПО1}}$ воздуха на входе в ПО и разности температур $\Delta t_{\text{ПО}}$ воздуха в ПО от отношения $\pi_{к1}/\pi_{к2}$ степеней сжатия компрессорных ступеней при температурах наружного воздуха на входе $t_{\text{вх}} = 40 \text{ } ^\circ\text{C}$ (а) и $20 \text{ } ^\circ\text{C}$ (б): степени сжатия компрессорных ступеней $\pi_{к1}$ – низкого и $\pi_{к2}$ – высокого давлений; $t_{\text{ПО2}}$ – температура сжатого воздуха после ПО

Следует отметить, что для снижения температуры наддувочного воздуха в промежуточном диапазоне значений $40 \dots 60 \text{ } ^\circ\text{C}$ нецелесообразно задействовать дефицитный низкотемпературный

холод, производимый в ТХМ. Поэтому глубокому охлаждению наддувочного воздуха в испарителе ТХМ должно предшествовать его охлаждение заборной водой (рис. 1). Аналогом такого трехсту-

пенчатого промежуточного охлаждения воздуха являются трехсекционные промежуточные охладители – производители тепловой энергии в виде пара и нагретой воды [1].

В результате расчетов, установлено, что применение тригенерационной системы промежуточного охлаждения на базе эжекторной холодильной машины, использующей теплоту наддувочного воздуха с температурой 220...240 °С, позволяет снизить его температуру примерно на 30 °С ниже, чем это возможно в случае охлаждения забортной водой, и увеличить за счет этого КПД ДВС на 2...3%.

Выводы

1. Предложены схемные решения тригенерационных систем промежуточного охлаждения воздуха судовых ДВС на базе эжекторных холодильных машин, использующих теплоту наддувочного воздуха.

2. Установлено, что применение тригенерационных систем позволяет снизить температуру наддувочного примерно на 30 °С ниже, чем в случае охлаждения забортной водой, и увеличить за счет этого КПД ДВС на 2...3 %.

3. Определены рациональные параметры промежуточного охлаждения наддувочного воздуха ДВС.

Литература

1. Артемов Г.А., Горбов В.М. Суднові енергетичні установки. – Миколаїв: УДМТУ, 2002. – 356 с.

2. Абоleshкин С.Е., Балыхин Ю.В. Экспериментальная проверка стабильности интегрального показателя технического состояния главного судового двигателя // Судовые энергетические установки: Научн.-техн. сб. – 2004. – Вып. 11. – С. 132-139.

3. Колпакчи Э.М., Кохановский А.И. Особенности технической эксплуатации судовой энергетической установки пассажирского судна, работающего в условиях стесненного фарватера // Судовые энергетические установки. – 2004. – Вып. 11. – С. 23-33.

4. Захаров В.Ю. Судовые установки кондиционирования воздуха и холодильные машины. – С.-Пб.: Судостроение, 1994. – 504 с.

5. Петренко В.А. Теоретическое и экспериментальное исследование эжекторной холодильной машины в режиме кондиционирования воздуха // Холодильная техника и технология. – 2001. – № 2 (71). – С. 12-18.

6. Петренко В.А. Принцип выбора рабочего вещества для эжекторной холодильной машины // Холодильная техника и технология. – 2001. – № 1 (70). – С. 16-21.

Поступила в редакцию 26.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Ивановский, Одесский национальный морской университет, Одесса.

УДК 629.7.036 : 539.4

Н.Н. КОСТИН, А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ПРОЧНОСТЬ РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ РАССОЕДИНЕНИИ ВАЛОВ

В работе проанализированы результаты расчетов методом конечных элементов ротора турбины на различных частотах вращения. Показано, что для роторов новых авиационных двигателей испытания на прочность на частоте вращения раскрутки ротора турбины при рассоединении или разрушении валов можно оценивать расчетно-экспериментальным методом, с учетом проведенных испытаний на двигателях-прототипах.

авиационные двигатели, испытания на прочность, ротор, статор, вал, запасы прочности, деформация

Введение

Для обеспечения безопасности полетов самолетов и вертолетов проводятся специальные проверки авиационных двигателей. При этом особое внимание обращается на испытания по проверке прочности деталей и узлов двигателей. Одним из случаев, для которого требуется проведение испытания, является разрушение валов или их расщепление. Конструкция двигателя должна быть такой, чтобы разрушение валов не приводило к опасным последствиям для самолета [1].

Опасные последствия могут возникать вследствие снятия нагрузки с турбины и последующей ее раскрутки.

В подавляющем числе случаев возможного разрушения вала раскрутка турбины сопровождается ее осевым перемещением (нарушение баланса осевых сил на роторе), что приводит к торможению ротора о статор и прекращению дальнейшей раскрутки. Таким образом, предотвращаются отказы с опасными последствиями.

В настоящей статье рассматривается тот очень редкий случай, когда после разрушения вала ротор турбины с валом остаются на своих опорах (в том числе шариковом подшипнике) и осевого перемещения не происходит.

Для того чтобы избежать опасных последствий, в этом случае на практике используют несколько направлений конструирования авиационных ГТД:

1) обеспечиваются запасы прочности и конструктивное исполнение соответствующего небольшого участка вала таким образом, что разрушение вала в этом месте становится практически невероятным (вероятность $p < 10^{-9}$);

2) ранжирование запасов в деталях турбины (лопатки и диски) и применение для изготовления рабочих лопаток высокопластичных материалов, при этом несколько усиливая конструкцию корпусов;

3) постановка системы защиты от раскрутки ротора;

4) обеспечиваются достаточные запасы прочности в дисках турбины на частоте вращения раскрутки и другие.

Обеспечение достаточных запасов прочности в дисках турбины на частоте вращения раскрутки возможно осуществить расчетным путем с использованием проведенных ранее экспериментальных работ по рассоединению валов на двигателях-прототипах.

Для этого необходимо иметь критерии оценки результатов испытаний двигателя-прототипа относительно нового рассматриваемого двигателя.

В работе показана возможность замены испытаний ротора турбины на частоте вращения раскрутки после разрушения вала нового авиационного двигателя расчетно-экспериментальными исследованиями.

1. Формулирование проблемы

Для обеспечения отсутствия отказов с опасными последствиями расчетным путем при использовании опыта экспериментального рассоединения валов на двигателях-прототипах необходимо иметь критерии обеспечения безопасности.

Обеспечение безопасности при раскрутке турбины заключается в следующем:

- 1) сохранение при раскрутке достаточных запасов прочности дисков;
- 2) недопущение массового вылета («десантирования») рабочих лопаток из пазов дисков.

Сравнение двигателей-прототипов при стендовых испытаниях и вновь создаваемого двигателя согласно выбранным вышеприведенным критериям позволит сделать вывод о достаточном обеспечении уровня безопасности.

Существенным преимуществом такого метода определения соответствия является возможность учета минимальных свойств дисков, влияние технологии изготовления, допусков и прочее.

Испытания с принудительной разрезкой валов проводятся на двигателе. При этом разрушается вал и ротор турбины раскручивается до определенной частоты вращения. Конструкция двигателей при этом должна обеспечивать эффективное торможение ротора с отсутствием опасных последствий для самолета.

Для этого не должно быть разрушения дисков или значительной вытяжки ободной части дисков, что может привести к «десанту лопаток» или другим опасным последствиям. При «десанте лопаток» большое количество лопаток вылетает из зам-

ковой части диска и они могут пробить корпус двигателя.

Для обеспечения отсутствия опасных последствий после разрушения вала диски должны обладать достаточной прочностью на частоте вращения раскрутки ротора турбины, и не иметь значительных деформаций.

В данной статье выполнен анализ увеличения вытяжки дисков при значительном увеличении частоты вращения для определения максимальной допустимой частоты, до которой может раскручиваться ротор.

2. Решение проблемы

По нашему мнению, критерием, обеспечивающим отсутствие опасных последствий при рассоединении вала и раскрутке турбины, может служить вытяжка (увеличение радиальных размеров) дисков турбины.

Такой выбор обусловлен тем обстоятельством, что вытяжка дисков характеризует как запас прочности диска (относительная деформация), так и возможность мгновенного «десантирования» рабочих лопаток.

Для исследования изменения перемещений в ободной части дисков при значительном увеличении частоты вращения ротора турбины относительно максимальной допустимой в эксплуатации был выбран один из спроектированных на ГП «Ивченко-Прогресс» двигателей с высокой степенью двухконтурности.

Для анализа вытяжки дисков при увеличении частоты вращения выполнены расчеты методом конечных элементов деталей ротора турбины вентилятора (ТВ). Расчеты по определению напряженно-деформированного состояния в деталях ротора ТВ выполнены в упругой и упругопластической областях.

Сетка конечных элементов состояла из 20565 узлов и 17816 элементов.

Расчетная схема включила диски ТВ, кольца лабиринтные и вал ТВ. Между ними заданы условия совместных перемещений в осевом направлении и на радиусе расположения болтов – в радиальном направлении.

На валу ТВ со стороны подшипника задано нулевое осевое перемещение.

Материал указанных выше деталей – сплав ЭИ698-ВД.

Центробежная сила от рабочих лопаток приложена в виде контурной нагрузки в ободных частях дисков ТВ.

На поверхностях деталей заданы значения давлений в тракте и полостях системы охлаждения ротора ТВ, полученные из гидродинамического и гидравлического расчетов.

Результаты расчетов ротора ТВ (эквивалентные напряжения) при максимальной допустимой в эксплуатации частоте вращения приведены на рис. 1.

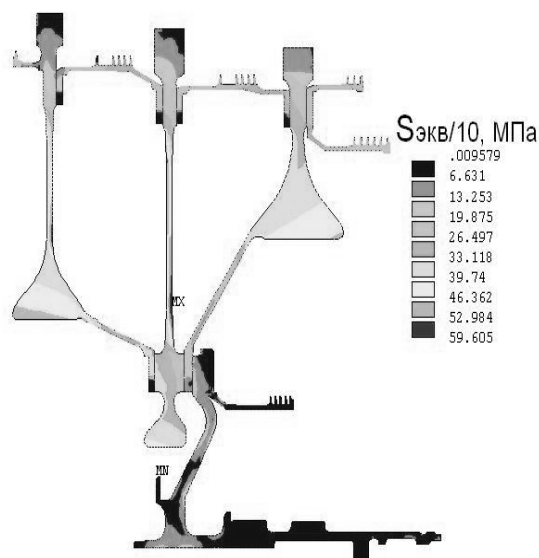


Рис. 1. Эквивалентные напряжения в деталях ротора ТВ

На рис. 2 приведена динамика изменения вытяжки ободной части диска 3 ступени ТВ, полученная в результате расчетов методом конечных элементов

на различных частотах вращения в упругой и упругопластической областях, начиная с максимальной допустимой в эксплуатации. При этом [2]

$$u_{r\text{пл}} = u_r - u_{r\text{упр}}, \quad (1)$$

где $u_{r\text{пл}}$ – вытяжка в ободной части диска;

u_r – суммарные радиальные перемещения в ободной части диска, полученные из расчетов в упругопластической области;

$u_{r\text{упр}}$ – радиальные перемещения в ободной части диска, полученные из расчетов в упругой области.

Диск 3 ступени выбран из-за максимальных по величине остаточных деформаций в ободной части по сравнению с другими дисками ТВ на одинаковой частоте вращения.

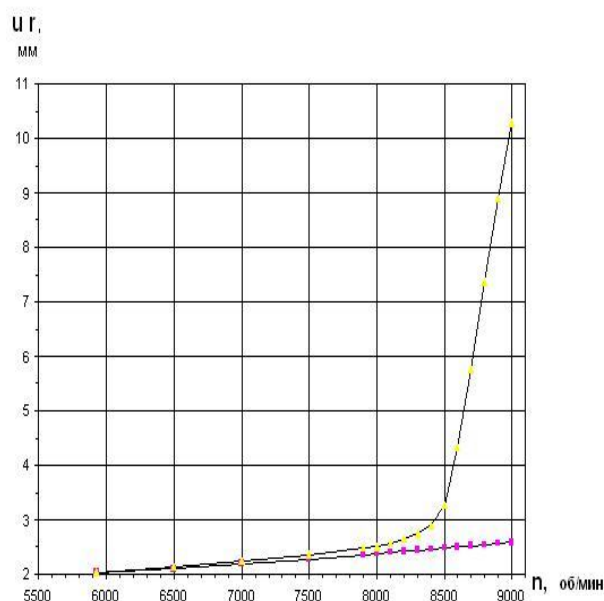


Рис. 2. Динамика изменения перемещений ободной части диска 3 ступени ТВ

Как видим, начиная с некоторой частоты вращения незначительное ее увеличение (на 50...100 об/мин) приводит к существенному увеличению вытяжки диска (на рис. 2 это соответствует приблизительно 8700...8800 об/мин). При этом диск еще имеет достаточные запасы прочности, чтобы не разрушиться, поскольку остаточное относительное уд-

линение δ находится еще на уровне 1,21...1,81% (для материала ЭИ698-ВД минимальное значение δ составляет более 17%). Поэтому, предлагается взять такую частоту вращения в качестве максимальной допустимой частоты вращения, до которой можно допускать раскрутку ротора после разрушения вала. Следует учесть, что эта величина принята с некоторым запасом по частоте вращения и при этом отсутствуют опасные последствия для самолета.

На предприятии ГП «Ивченко-Прогресс» проведен ряд успешных испытаний по принудительному рассоединению валов на двигателях с высокой степенью двухконтурности. Такие испытания можно использовать для расчетно-экспериментального анализа конструкции новых двигателей.

Для определения величины раскрутки роторов нового двигателя следует учитывать конструкцию, геометрические характеристики и массовые моменты инерции деталей роторов, параметры нового двигателя в сравнении с параметрами испытанного двигателя и результаты испытаний серийных двигателей с принудительным рассоединением валов.

На новом двигателе при определенной частоте вращения раскрутки должны быть достаточные запасы прочности наиболее нагруженных деталей роторов (дисков) и при этом вытяжка дисков не должна превосходить допустимую. Такие результаты будут получены с достаточным запасом, если частота вращения раскрутки не превысит частоты вращения

ротора, при которой начинается значительная вытяжка ободных частей дисков.

Выводы

Обеспечение отсутствия опасных последствий при рассоединении валов роторов авиационных ГТД может быть обеспечено расчетно-экспериментальным способом, на основании проведенных испытаний на двигателях-прототипах и сравнительного конечно-элементного анализа напряженно-деформированного состояния дисков ротора турбины.

При этом в качестве главного критерия может быть использована вытяжка дисков при раскрутке.

Литература

1. Авиационные правила. Ч. 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. // Межгосударственный Авиационный Комитет. – 2003. – С. 11-16.
2. Малинин Н.Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. – М.: Машиностроение, 1968. – 342 с.

Поступила в редакцию 27.05.2007

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

УДК 681.518

Г.Ю. КОНЦЕВИЧ¹, А.А. ФИЛОНЕНКО¹, В.Ф. МИРГОРОД², Г.С. РАНЧЕНКО².¹ГП НПКГ «Зоря-Машпроект», Николаев, Украина²ОАО «Элемент», Одесса, Украина

КОНЦЕПЦИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ПОСТРОЕНИЯ УДАЛЁННОГО МОНИТОРИНГА ГТД В СОСТАВЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НАЗЕМНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Предлагаются основные элементы Концепции создания систем удалённого мониторинга газотурбинных двигателей на основе современных информационных технологий для решения диагностических задач.

техническая диагностика, удалённый мониторинг, газотурбинный двигатель, информационные технологии

Введение

Современное газотурбостроение является общепризнанной отраслью передовых технологий, в которой используются самые современные достижения научно-технического прогресса. Газотурбинные двигатели (ГТД) новых поколений продолжают тенденцию повышения удельных показателей и отличаются высоким уровнем силовой и температурной нагруженности отдельных компонентов [1]. Наряду с достижением технического совершенства и требуемых эксплуатационных качеств приобретает все большую актуальность проблема обеспечения заданных ресурсных показателей как вновь создаваемых, так и эксплуатируемых силовых установок (СУ) на основе ГТД. Решение указанной проблемы в настоящее время рассматривается на основе поэтапной реализации различных стратегий эксплуатации ГТД по техническому состоянию [2].

1. Формулирование проблемы

Достоверная оценка технического состояния (ТС) ГТД в процессе его жизненного цикла должна быть обеспечена современными технологиями и техническими средствами диагностирования. Естественным этапом развития таких технологий является перенос ответственности за решение диагно-

стических задач на разработчика (изготовителя) ГТД. Указанная форма информационных технологий оценки технического состояния ГТД получила название удаленного мониторинга [3] и широко используется передовыми двигателестроительными фирмами. Центры удаленного мониторинга (ЦУМ) и диагностики созданы и успешно эксплуатируются ведущими зарубежными производителями газотурбинных энергетических установок, в частности: “General Electric” (Великобритания), “Mitsubishi” (Япония), “Siemens” (Германия), “Alstom” (Швейцария). Эти центры, работающие в режиме 24/7/365, предлагают своим заказчикам широкий доступ к информации и техническим ресурсам, связанным с эксплуатируемым оборудованием.

Удаленный мониторинг технического состояния ГТД позволяет сконцентрировать интеллектуальные и информационные ресурсы всех участников создания и эксплуатации ГТД и повысить тем самым надёжность и достоверность диагностических выводов, обеспечивая организационную и методическую основу для решения проблемы эксплуатации СУ и ГТД по техническому состоянию, а в перспективе – по уровню функциональной надёжности [3, 4]

Тем не менее, проблемные вопросы реализации информационных технологий удалённого мониторинга ещё далеки от своего решения. На территории

СНГ известны лишь отдельные попытки решения задач удалённого мониторинга в инициативном порядке (ЗАО «Диагностика» (ЦИАМ), ГП НПКГ «Зоря-Машпроект», ОАО «Элемент», ООО «Котрис» и другие). Во многом внедрение технологий удаленного мониторинга сдерживается слабостью методологической базы, недостаточной обоснованностью целевых установок и ожидаемых результатов, путей решения организационных и технических проблем, то есть вопросов, имеющих концептуальный характер. На наш взгляд, фрагментарное использование новых технологий без комплексного решения возникающих задач может, в случае неудачи, дискредитировать новые подходы и создать негативное к ним отношение у заказчиков. В этом плане представляется актуальным рассмотреть основные, на наш взгляд, функционально необходимые элементы концепций удаленного мониторинга.

2. Решение проблемы

Концепция удаленного мониторинга включает ряд составных частей, основное содержание которых предлагается для обсуждения.

1. Основные положения.

1.1. Концепция удаленного мониторинга ГТД и силовых установок на их основе определяет основные направления организационной, научно-технической и экономической политики всех участников процесса разработки, изготовления и эксплуатации ГТД, по формированию единого информационного пространства, реализации мероприятий по созданию сети диагностических средств в эксплуатирующих организациях, каналов связи и центров удаленного мониторинга, созданию необходимого методического, научного, алгоритмического и программного обеспечения.

1.2. Нормативной базой концепции является «Временное положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и ком-

плекующих изделий» от 15.11.2005 г., государственные и отраслевые нормативные документы и стандарты, нормативные документы предприятий, участвующих в реализации концепций.

1.3. Конечной целью реализации концепции является создание условий для эксплуатации ГТД и СУ на их основе по техническому состоянию до выработки фактического ресурса при соблюдении экологических ограничений и при условии экономической целесообразности.

1.4. Концепция отражает согласованные позиции и целевые установки реализующих её организаций.

2. Предпосылки реализации системы удаленного мониторинга ГТД.

2.1. Ограничения и недостатки действующих систем мониторинга и диагностики ГТД.

Мониторинг технического состояния ГТД, реально осуществляемый в настоящее время, имеет ряд глубоких системных недостатков, в частности:

- не ведется история каждого конкретного двигателя, а только история конкретного дефекта;
- нормативно не определен минимально необходимый состав параметров ГТД для решения диагностических задач, интервалы дискретизации таких параметров, требования к точности измерительных каналов;
- не определены требования к полноте, составу, точности математических моделей ГТД, их параметрической идентификации для учёта индивидуальных особенностей конкретного двигателя.
- не установлены требования к составу, полноте и возможностям методологического и алгоритмического обеспечения, в частности, по процедурам выделения трендов параметров ГТД, использования математических моделей;
- диагностическая информация должным образом не систематизируется и не доводится до разработчиков ГТД для выработки решений по улучшению характеристик двигателя;

– аппаратная и программная реализация систем мониторинга и диагностики выполняется различными фирмами, зачастую весьма далёкими от специфики отрасли, по отдельным ТЗ, не всегда согласованными с разработчиком двигателя.

Таким образом, по данным существующих диагностических систем, находящихся в эксплуатации, установить текущее реальное состояние ГТД практически затруднительно, или невозможно. Поэтому большинство ремонтов двигателей выполняется в соответствии регламентом (капитальный) или после аварии. Следовательно, реализация стратегии эксплуатации ГТД по техническому состоянию с помощью существующих диагностических средств не представляется возможной.

2.2. Предпосылки к созданию технологий удалённого мониторинга ГТД.

– наличие и доступность современных информационных технологий сбора, обработки, передачи данных практически неограниченного объёма;

– наличие научного, научно-технического и методического задела по диагностированию состояния сложных объектов, в том числе ГТД (ЦИАМ, ХАИ, НАУ, ИПМЭ, НП ИПКГ «Зоря-Машпроект», ОАО «Элемент» и другие);

– наличие технико-экономических условий, обеспечивающих конкурентоспособность информационных технологий и услуг ЦУМ.

3. Состав и назначение системы удалённого мониторинга.

3.1. Информационная технология удалённого мониторинга организована по радиальной структуре в составе ЦУМ и объектных станций мониторинга и диагностики (ОСМД), связанных между собой цифровыми каналами связи (рис. 1). Коммуникационный канал удалённого мониторинга создаётся посредством организации выделенной линии на базе спутникового оптоволоконного, радио или смешанного (гибридного) канала связи (КС).

3.2. Объектная станция мониторинга и диагностики состоит из рабочей станции диагностики (РСД) и сервера параметрической диагностики (СПД), связанных как с ЦУМ, так и с техническими средствами, установленными на объектах для решения локальных задач измерения, контроля параметров и управления (САУК) каждой из силовых установок – рис. 2.

Сервер параметрической диагностики, выполненный на ПЭВМ промышленного типа, предназначен для сбора, первичной отработки, архивации параметров ГТД.

Сервер предоставляет также сетевые интерфейсы для удалённого доступа к диагностическим параметрам, результатам работы алгоритмов, к базам данных (БД) и другим диагностическим данным. Связь с техническими средствами системы управления осуществляется по согласованному с разработчиком САУК интерфейсу. Рабочая станция диагностики предоставляет оператору графический интерфейс к системе мониторинга и диагностики и, соответственно, интерфейс удалённого доступа к экрану оператора.

3.3. В ЦУМе устанавливаются удалённые терминалы, каждый из которых является полноценной рабочей станцией, которая путём удалённого подключения к сетевым интерфейсам сервера СПД даёт возможность наблюдать и диагностировать оборудование из ЦУМ.

Терминалы центра удалённого мониторинга объединены в сеть, изолированную от внешних сетей в целях предотвращения несанкционированного доступа.

Состав ЦУМ определяется спецификой организации, его создающей. В качестве функционально необходимых подразделений можно указать следующие:

– технической поддержки КС и обслуживания сетевого оборудования;

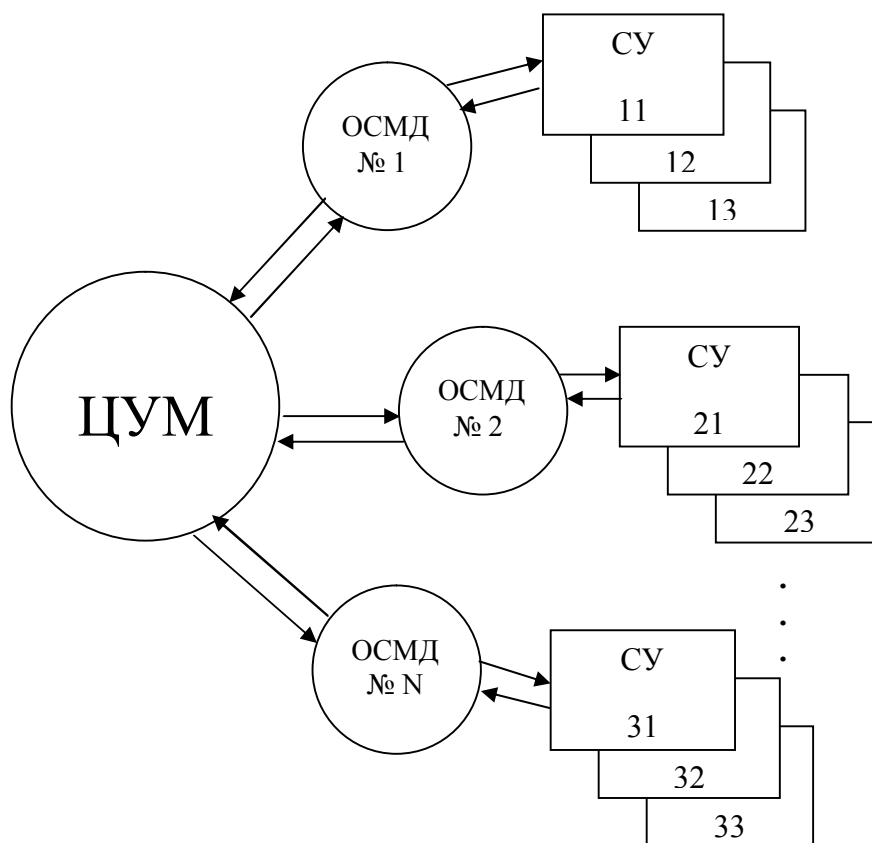


Рис. 1. Состав системы удалённого мониторинга

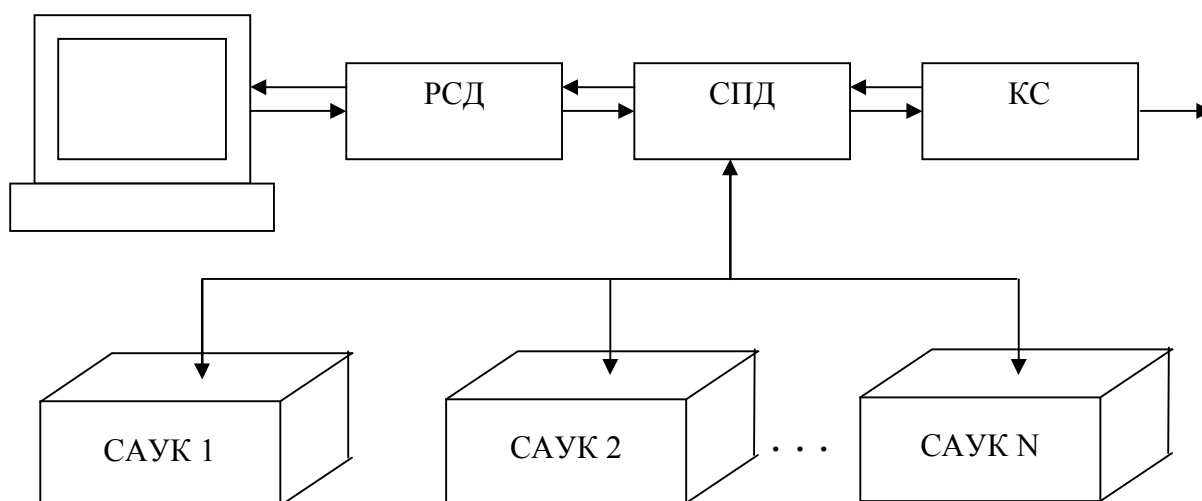


Рис. 2. Состав объектной станции мониторинга и диагностики

- адаптации алгоритмического и разработки программного обеспечения системы мониторинга и диагностирования;

- установки, отладки, ввода в эксплуатацию и сопровождения ОСМД на объектах;

- обработки данных мониторинга, формирования архивов параметров и баз данных.

4. Ожидаемые результаты реализации концепции удалённого мониторинга.

4.1. Реализация концепции удалённого мониторинга позволит:

- объединить интеллектуальные, информационные и технические ресурсы всех участков создания и эксплуатации ГТД и силовых установок на их основе;

- повысить надёжность и достоверность диагностических выводов и рекомендаций;

- обеспечить разработчиков двигателя объективной информацией об эксплуатационных характеристиках оборудования для своевременного внесения необходимых изменений;

- снизить вероятность аварийных ситуаций, внеплановых отключений и простоев, уменьшить экологический риск.

В целом реализация Концепции создаёт организационную, методическую и техническую основу для реализации стратегий эксплуатации ГТД по техническому состоянию.

4.2. Система показателей и ценовых индикаторов реализации Концепции.

Система технико-экономических показателей и ценовых индикаторов реализации Концепции устанавливается предприятием – организатором ЦУМ.

5. Этапы реализации.

5.1. Согласование нормативно-технической документации на:

- состав системы удалённого мониторинга;
- математическое, алгоритмическое и программное обеспечение;

- состав и интервалы дискретизации диагностических параметров;

- требования к метрологии измеряемых каналов;

- требования к полноте и точности математических моделей, методик их индивидуализации применительно к конкретному двигателю.

5.2. Подготовка базы и создание ЦУМ на ГП НПКГ «Зоря-Машпроект».

5.3. Создание демонстрационного образца системы удалённого мониторинга на одном из объектов и его подконтрольная эксплуатация.

5.4. Создание опытного образца системы удалённого мониторинга и проведение испытаний.

5.5. Последовательное подключение к ЦУМ новых объектов по мере их готовности.

6. Направления развития системы удалённого мониторинга.

6.1. В части аппаратных средств:

- последовательный перевод САУ общепромышленных ГТД в профиль FADEC;

- совершенствование каналов связи;

- применение новых технологий диагностики (вихретоковых, электронных, SMART – датчиков и т.п.).

- применение сертифицированных технических средств.

6.2. В части методов диагностирования:

- применение в ЦУМ экспертных систем и технологий искусственного интеллекта;

- совершенствование математических моделей диагностируемых моделей и на их основе методов долгосрочной диагностики трендов;

- разработка эффективных методов сертификации аномалий в фиксируемых временных рядах данных регистрации.

6.3. В части программного обеспечения:

- применение специализированных верифицированных и сертифицированных программных продуктов;

– адаптация к задачам ЦУМ универсальных программных инструментов.

7. Технико-экономическое обоснование Концепции.

Технико-экономическая целесообразность внедрения Концепции удалённого мониторинга обусловлена последовательным переходом заказчиков на такую форму взаиморасчётов, что в цену их оборудования включается не только стоимость собственного оборудования (двигатель, ЗИП и т.д.), но и стоимость времени его эксплуатации при выполнении основной технологической операции (например, перекачки газа). Простои, ремонт и связанные с ним расходы не оплачиваются. При простоях свыше оговоренного времени (48-ми часов), начисляются штрафные санкции.

Таким образом, под стоимостью ГТД понимается стоимость его работоспособного состояния, то есть жизненного цикла. При указанных условиях поставки ГТД экономическая целесообразность внедрения Концепции удалённого мониторинга является бесспорной.

Заключение

Представленные элементы Концепции удалённого мониторинга ГТД охватывают далеко не все важные вопросы совершенствования систем диагностирования и поэтому требует расширения и

детализации, что составляет перспективу дальнейших разработок в данном направлении.

Литература

1. ЦИАМ. 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. В 2-х т. // Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина, М.Я. Иванова. – М.: ЦИАМ, 2005. – Т. 1. – 471 с.; Т. 2. – 493 с.
2. Временное “Положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий” от 15.11.2005 г.
3. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общей ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.
4. Машков О.А. Методы построения функционально-устойчивых сложных динамических систем // Тр. Междунар. научн. конф. «Интеллектуальные системы принятия решений и прикладные аспекты информационных технологий». – Х.: ХНТУ, 2007. – Т. 2. – С. 184-186.

Поступила в редакцию 28.05.2007

Рецензент: д-р техн.наук, проф, В.А. Крислов, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

УДК 620.179.13

С.И. МЕЛЬНИК¹, А.Г. ЧУМАКОВ², Б.Н. БАЖЕНОВ²¹Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Украина²ФГУП «Московское машиностроительное производственное предприятие «Салют»», Россия

ТЕПЛОВОЙ КОНТРОЛЬ ЛОКАЛЬНЫХ ДЕФЕКТОВ ОХЛАЖДАЮЩИХ КАНАЛОВ ЛОПАТОК ТУРБИН

Представлен метод тепловой дефектоскопии локальных дефектов (типа закупорки канала и перепрожога) в охлаждаемых лопатках турбин высокого давления. Проанализировано влияние быстродействия и разрешающей способности тепловизора на эффективность расшифровки внутренней структуры лопатки.

тепловой контроль, томография локальных дефектов, лопатки турбин, качество охлаждения

Введение

Ранее на экспериментальной базе лаборатории тепловидения ФГУП «ММПП «Салют» была реализована и успешно внедрена система контроля качества охлаждения лопаток ТВД на основе оригинальной методики продувки [1]. Однако она дает лишь интегральный показатель качества, не позволяя обнаруживать и идентифицировать локальные дефекты в лопатках. В связи с этим все еще не решенной остается проблема контроля тепловым методом таких дефектов, как «прожиг», трещина, нарушение сплошности и т.п.

Нами разработан ряд алгоритмов для выявления таких дефектов. В отличие от используемой в других аналогичных методах контроля (например, в фирме «Thermosensorik») методики импульсного лазерного нагрева они предназначены для обработки термограмм, полученных при произвольном тепловом режиме. При этом в них учитываются не только временные, но и пространственные распределения [2].

В последнее время благодаря созданию принципиально нового подхода к моделированию теплофизических процессов в лопатке, разработке оригинального алгоритма тепловой томографии и использованию тепловизора «FLIR» нам удалось получить ряд обнадеживающих предварительных результатов

по выявлению локальных дефектов внутренней структуры лопаток. В дальнейшем планируется улучшить как разрешающую способность, так и чувствительность их контроля за счет оптимизации параметров режима продувки и съемки фильма, а также уточнения теплофизических свойств материала лопатки и предполагаемых дефектов.

1. Методика проведения контроля

При проведении контроля была использована автоматизированная установка для инфракрасной диагностики охлаждаемых лопаток турбин (АСТКЛ) предназначена для оценки качества внутреннего охлаждения лопаток турбин (рис. 1).

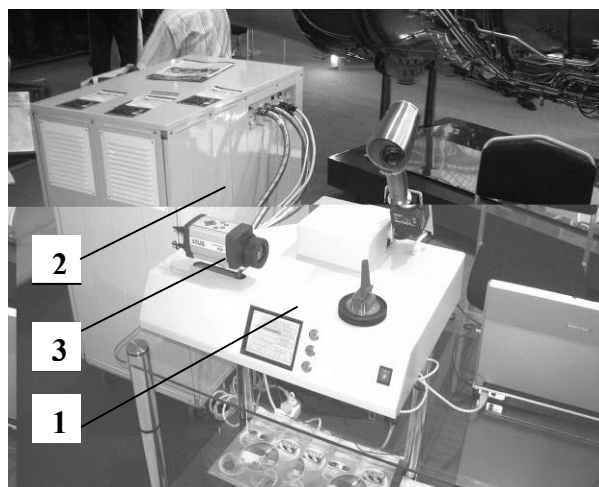


Рис. 1. Общий вид установки

Однако, в отличие от методики контроля интегрального качества охлаждения, было повышено быстродействие тепловизора (до 10 кадров в секунду), что позволило проанализировать начальный (нестационарный режим охлаждения лопатки). Продувка воздухом проводилась импульсно, за минимально достижимое на установке время.

В состав установки входят: стенд (1), компрессорный модуль (2), тепловизор (3) и компьютер для управления установкой и обработки получаемых результатов.

2. Результаты обработки термофильмов

Ниже приведены один из кадров необработанных термофильмов и результаты его расшифровки (рис. 2 – 4). В основу метода обработки термофильма положена оригинальная методика, позволяющая одновременно учитывать как динамические, так и пространственные особенности температурного распределения. В этом и состоит ее основное отличие от известного метода тепловой томографии, в котором учтены только динамические зависимости отклика (в частности, сдвиг фазы между потоком излучения при периодическом импульсном нагреве и температурой поверхности) [3].

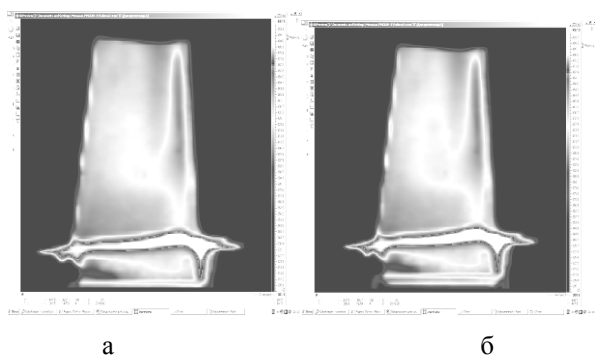


Рис. 2. Термограммы лопатки до (а) и после (б) внесения искусственного засорения визуально практически не различимы (выходные отверстия каналов охлаждения находятся с противоположной стороны лопатки)

В качестве критерия качества охлаждения был принят эффективный коэффициент теплоотдачи на заданной глубине. Было проведено сравнение тер-

мограмм лопатки, снятых до и после внесения искусственного засорения одного из охлаждающих каналов.

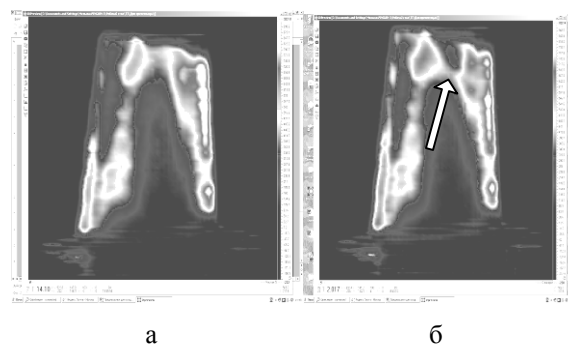


Рис. 3. В результате обработки по специальному алгоритму выявлена область засорения – наклонный канал в районе выходного отверстия, в котором значительно уменьшен эффективный коэффициент теплоотдачи

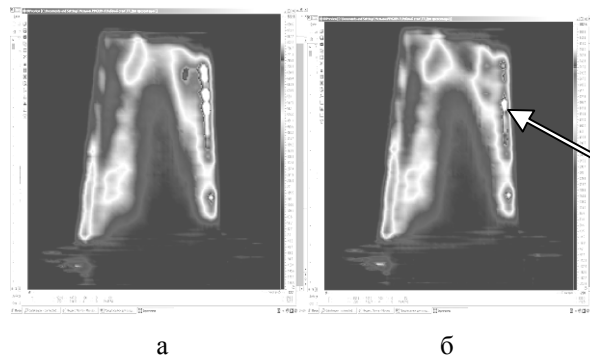


Рис. 4. В результате обработки по специальному алгоритму выявлено, что в результате засорения одного из каналов эффективность охлаждения значительно снизилась и в выше расположенных выходных отверстиях; визуальный контроль выявил «прожог» (утонение стенки) вблизи одного из отверстий

Повторный многократный контроль как исходной, так и «засоренной» лопаток, дал практически идентичные результаты (рис. 5). Это свидетельствует о высокой устойчивости алгоритма к случайным помехам.

Наиболее отчетливо отверстия видны на втором кадре при съемке «спинки» и на третьем – «корыта». На последующих кадрах (4-7) эффект сглаживается и исчезает (рис. 6). Это соответствует теоретическим оценкам времени установления регулярного режима и принципиальной необходимости оптимизировать режим съемки и обработки термофильма.

Возможности современных тепловизоров позволяют обеспечить требуемое быстродействие (время кадра порядка 0,01 с). Аналогичные результаты (после обработки по специальному алгоритму также отчетливо «видны» отверстия со стороны спинки) получены на установке фирмы «Thermosensoryk» при использовании технологии импульсного лазерного нагрева частоты порядка 100 Гц. Отметим, что такая картина может быть получена только на 3-4 кадрах термофильма, что соответствует теоретической оценке времени нерегулярного режима охлаждения лопатки (0,3 – 0,5 с).

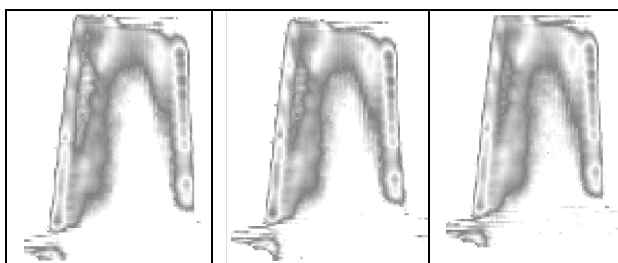


Рис. 5. Обработка повторно снятых фильмов одной и той же лопатки позволяет установить высокую воспроизводимость полученных результатов

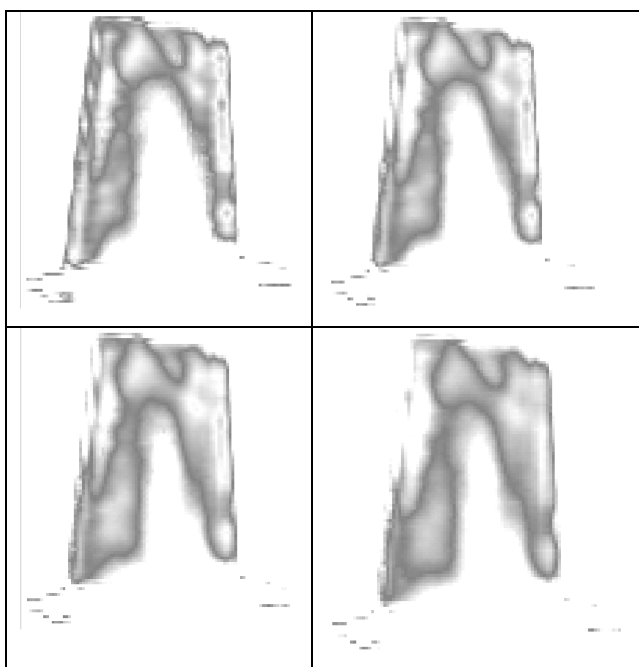


Рис. 6. «Размывание» изображения при переходе к регулярному режиму охлаждения (кадры 4-7)

Оптимизация режима съемки термофильма, а также увеличение быстродействия и пространствен-

ного разрешения тепловизионной съемки позволяют существенно улучшить качество тепловой томограммы.

Отметим, что алгоритм тепловой томографии является достаточно универсальным и пригоден практически для любых промышленных изделий при соответствующей оптимизации режимов теплового контроля и съемки термофильмов.

Выводы

Представленные предварительные результаты показывают, что можно рассчитывать на реализацию «тепловой томографии» лопаток ТВД как при использовании методики продувки, так и других методах теплового контроля. Ее сущность опирается как на возможности современной тепловизионной техники, так и на реализацию принципиально нового подхода к моделированию тепловых процессов в охлаждаемой лопатке.

Литература

1. Основные результаты, полученные в лаборатории теплового контроля НПО «Салют» и НТЦ «Термоконтроль» ХНУРЭ (Харьков) по проблеме теплового контроля дефектов элементов конструкции двигателя (техническая справка) // ФГУП «ММПП» Салют». – М., 2002. – 240 с.
2. Контроль качества охлаждаемых лопаток турбин методом продувки / С.И. Мельник, В.А. Стороженко, А.Г. Чумаков, А.Н. Шутов // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр.* – Х.: ХАИ, 2002. – Вып. 21. – С. 37-41.
3. Вавилов В.П. Тепловые методы неразрушающего контроля: Справочник. – М.: Машиностроение, 1991. – 240 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Любчик, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.452.2.043 + 621.822

В.Н. ШНЯКИН, В.И. КОНОХ, И.И. КАЛИНИЧЕНКО, И.Ю. КУКСА*Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Украина***ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ПНЕВМОНАСОСНОГО АГРЕГАТА
В СИСТЕМЕ ЗАПУСКА ЖРД**

Исследованы существующие способы запуска космических жидкостных ракетных двигателей с турбонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания, работающих по схеме без дожигания генераторного газа на самовоспламеняющихся компонентах топлива. Предложен новый способ запуска ЖРД, обеспечивающий большое число включений.

жидкостный ракетный двигатель, система запуска ЖРД, способ запуска ЖРД, пневмонасосный агрегат

Введение

Формулирование проблемы и её связь с научно-практическими задачами. Новые космические задачи требуют более совершенных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Одним из направлений совершенствования космических ЖРД является увеличение числа включений. Обычно число включений ЖРД тягой 3000 - 8000 кгс не превышает двух, реже трёх. Большинство таких двигателей работают на самовоспламеняющихся компонентах топлива и выполнены по схеме без дожигания генераторного газа, рис. 1.

Обзор публикаций и выделение нерешённых задач. Известны следующие основные схемы запуска ЖРД, обеспечивающие многократное включение:

1. Раскрутка турбонасосного агрегата (ТНА) с помощью пускового порохового аккумулятора давления (ПАДа), рис. 2. При этом для запуска ТНА электрической искрой поджигаются пиропатроны, воспламеняющие порох в ПАДе. Продукты сгорания пороха из ПАДа поступают на лопатки турбины, благодаря чему и происходит раскрутка ТНА. Преимущество способа в сравнительной простоте пускового устройства и в его надёжности [1].

Пироагрегаты многоразового срабатывания применяются редко по причинам большого усложнения и утяжеления конструкции в связи с тем, что каждое

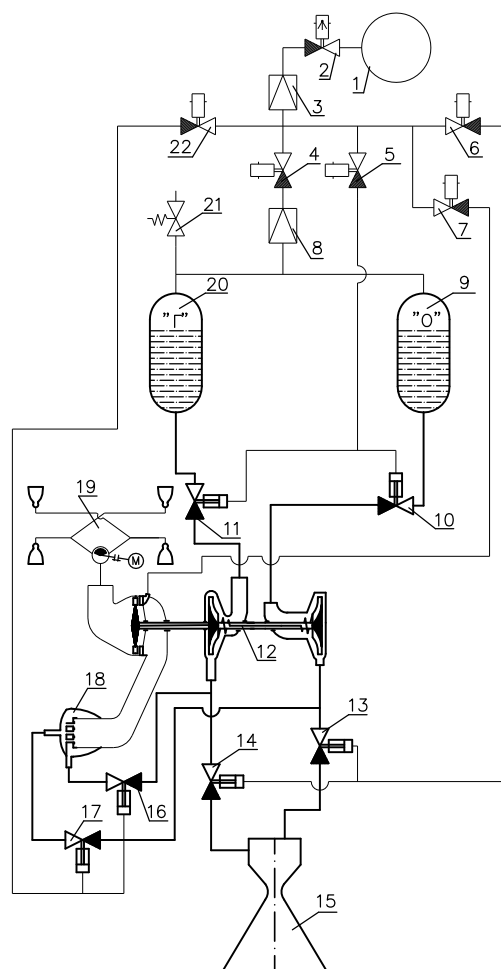


Рис. 1. Двигательная установка, работающая по схеме без дожигания генераторного газа:
1 – баллон с гелием; 2 – пироклапан; 3, 8 – газовый редуктор; 4, 5, 6, 7, 22 – электропневмоклапан; 9 – бак окислителя; 10, 11, 13, 14, 16, 17 – пневмогидроклапан; 12 – турбонасосный агрегат; 15 – камера сгорания; 18 – газогенератор; 19 – система рулевых сопел; 20 – бак горючего; 21 – предохранительный клапан

срабатывание пироагрегата требует установки отдельного источника энергии, при этом источники энергии которые будут задействованы при последующих срабатываниях, необходимо защищать от воздействия горячих пороховых газов пироэлементов, срабатывающих ранее. Известны системы, в которых пусковой ПАД обеспечивает двукратный запуск.

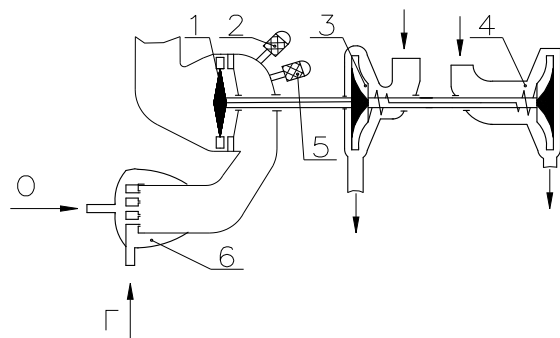


Рис. 2. Фрагмент схемы запуска ЖРД с помощью ПАДа:

- 1 – турбина; 2, 5, – пусковой ПАД;
3 – насос горючего; 4 – насос окислителя;
6 – газогенератор

2. Использование специальных пусковых газогенераторов (ГГ), имеющих вытеснительную систему подачи компонентов топлива [2]. Реализация этого способа запуска требует использования топливных баков с высоким давлением надува, что ведёт к неоправданному росту массы двигательной установки.

3. Применение системы со специальными пусковыми бачками [1]. При этом в качестве пускового используется основной ГГ, рис. 3. По команде “Запуск” в пусковые бачки 15 и 23 подаётся сжатый газ, который давит на поршни, снабжённые пружинами. Поршни в свою очередь давят на гибкую диафрагму внутри пусковых бачков, вытесняя компоненты топлива. Клапаны 16, 20 открываются, компоненты поступают в ГГ 22 и оттуда продукты сгорания поступают на турбину ТНА 11. Турбина вращает основные насосы, которые подают компоненты в камеру сгорания 14 и в ГГ. При этом часть компонентов направляется в пусковые бачки для их заправки, пока гибкие диафрагмы и поршни не зай-

мут первоначальное положение. После этого пусковые бачки готовы к очередному запуску двигателя. Все перечисленные операции после команды на запуск совершаются автоматически. Недостатком данной схемы является сложность обеспечения надёжной работы системы, т.к. в паузах между включениями пусковые бачки должны быть заполнены компонентами топлива и находится под давлением. В случае возникновения негерметичности существует большая вероятность отказа системы.

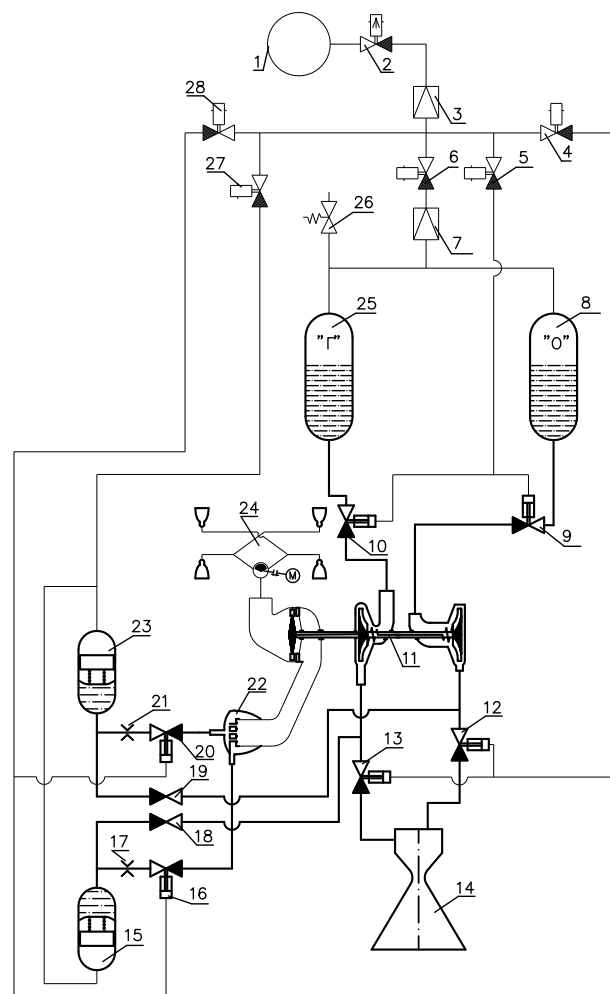


Рис. 3. Двигательная установка с системой запуска с помощью пусковых бачков:

- 1 – баллон с гелием; 2 – пироклапан; 3, 7 – газовый редуктор; 4, 5, 6, 27, 28 – электропневмоклапан; 8 – бак окислителя; 9, 10, 12, 13, 16, 20 – пневмогидроклапан; 11 – турбонасосный агрегат; 14 – камера сгорания; 15 – пусковой бачок горючего; 17, 21 – дроссельная шайба; 18, 19 – обратный клапан; 22 – газогенератор; 23 – пусковой бачок окислителя; 24 – система рулевых сопел; 25 – бак горючего; 26 – предохранительный клапан

4. Использование для раскрутки ТНА газа из пневмоблока ракеты [2]. При этом может использоваться как основная, так и вспомогательная пусковая турбина. В случае использования основной турбины газ поступает через специальные пусковые сопла, рис. 1.

Недостатком этого способа запуска является большой расход газа на запуск, т. к. турбина работает в неоптимальном режиме.

Существуют также другие способы запуска ЖРД, представляющие собой разновидность перечисленных выше.

Постановка задачи данного исследования. Задачей выполненного исследования является выявление преимуществ предлагаемой системы запуска ЖРД по сравнению с существующими и их сравнительный анализ.

Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

В настоящее время на некоторых ЖРД верхних ступеней ракет-носителей применяется пневмонасосная система подачи компонентов топлива в камеру сгорания [3].

Пневмонасосный агрегат (ПНА) представляет собой сдвоенные поршневые насосы окислителя и горючего, установленные на общем штоке с поршневым пневмоприводом. Применение жёстко связанных между собой герметичных насосов окислителя и горючего обеспечивает высокую точность поддержания соотношения объемных расходов компонентов топлива. Схема пневмонасосного агрегата приведена на рис. 4.

ПНА можно использовать для питания ГГ компонентами топлива в процессе запуска ЖРД. При этом ПНА будет работать в оптимальном режиме, потребляя минимальное количество гелия из пневмоблока двигательной установки. Схема ЖРД с пневмонасосной системой запуска приведена на рис. 5. По команде “Запуск” открывают клапаны 9 и

10. Компоненты поступают в магистрали питания ГГ 20, заполняют ПНА и топливные магистрали до клапанов 16, 19. Затем открывают клапаны 16, 19, 25 и подают гелий на вход ПНА 17. ПНА начинает питать ГГ компонентами топлива. Продукты сгорания поступают на турбину ТНА 11. При определённых напорах за насосами ТНА в выходных магистралях ПНА повышается давление, подводимое через обратные клапаны 15, 18 и пневмонасос прекращает свою работу. Одновременно отключают подачу гелия на вход Пневмонасосного агрегата, закрывая клапан 25.

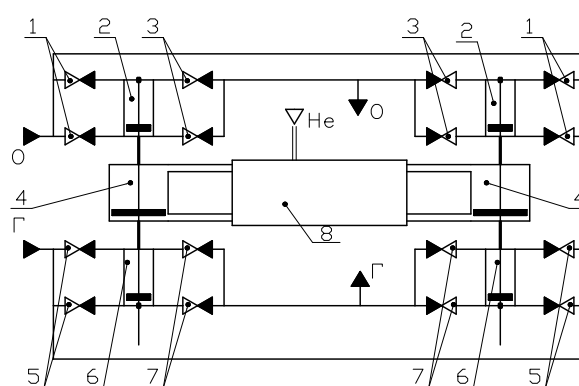


Рис. 4. Пневмогидравлическая схема ПНА:
1 – входные обратные клапаны насоса окислителя; 2 – блок насоса окислителя; 3 – выходные обратные клапаны насоса окислителя; 4 – блок пневмопривода; 5 – входные обратные клапаны насоса горючего; 6 – блок насоса горючего; 7 – выходные обратные клапаны насоса горючего; 8 – пневматический автомат

Система запуска с пневмонасосным агрегатом может обеспечить большое число включений. По принципу действия она наиболее близка к системе запуска с пусковыми бачками, описанной в п. 3, но имеет преимущество по массовым характеристикам. Предложенная система запуска обеспечивает высокую точность поддержания соотношения расходов компонентов топлива в ГГ – выше 1%, не требует предварительной заправки компонентами топлива во время работы двигателя, имеет простое управление, не находится под давлением в промежутках между пусками, что положительно сказывается на надёжности двигательной установки.

Кроме того, при использовании пневмонасосной системы запуска расходуется меньшее количество газа, чем при раскрутке ТНА от пневмоблока ДУ, описанной в п. 2.4. Это позволяет уменьшить размер пневмоблока или увеличить число включений двигателя при том же запасе газа.

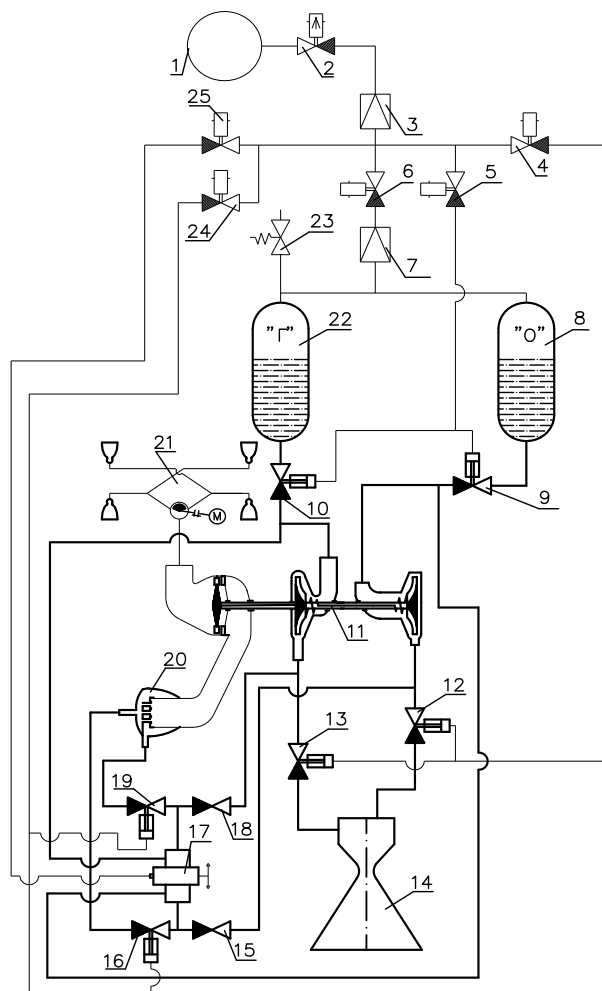


Рис. 5. Схема двигательной установки с пневмонасосной системой запуска:

- 1 – баллон с гелием; 2 – пироклапан; 3, 7 – газовый редуктор; 4, 5, 6, 24, 25 – электропневмоклапан; 8 – бак окислителя; 9, 10, 12, 13, 16, 19 – пневмогидроклапан; 11 – турбонасосный агрегат; 14 – камера сгорания; 15, 18 – обратный клапан; 17 – ПНА; 20 – газогенератор; 21 – система рулевых сопел; 22 – бак горючего; 23 – предохранительный клапан

Следует отметить, что в ЖРД с пневмонасосной системой запуска возможно использование и не самовоспламеняющихся компонентов топлива, но

необходимо дооснастить камеру сгорания и ГГ системой поджига.

Перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Один из отрабатываемых в настоящее время ЖРД, тягой 8000 кгс на 1 запуск расходует 0,32 – 0,4 кг гелия. Расчёты показывают, что в случае использования пневмонасосной системы запуска для этого двигателя, расход гелия составит не более 0,03 кг.

Выводы

1. Разработан новый пневмонасосный способ многократного запуска ЖРД. Его применение позволяет улучшить массовые характеристики двигателя.
2. Новая система запуска обладает высокой точностью поддержания соотношения расходов компонентов топлива.

Литература

1. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1968. – 394 с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
3. Пневмонасосный агрегат для систем подачи жидкостного ракетного двигателя / В.Н. Шнякин, В.Г. Курейчик, В.И. Конох, Г.Г. Хохлов, И.Ю. Кукса // Авиационно-космическая техника и технология: Научн. техн. журн. – 2004. – Вып. 8 (16). – С. 249-250.

Поступила в редакцию 28.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Климов, Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск.

УДК 629.78.064.5

**К.В. БЕЗРУЧКО¹, А.О. ДАВИДОВ¹, С.В. ШИРИНСКИЙ¹, В.П. ФРОЛОВ²,
К.Н. ЗЕМЛЯНОЙ², Р.А. АНДРЮКОВ²**¹*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*²*Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Украина*

МЕТОДЫ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СРОКОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ХИМИЧЕСКИХ БАТАРЕЙ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Рассмотрены пути решения задачи продления сроков эксплуатации батарей электрохимических аккумуляторов, эксплуатирующихся в составе комплексов, дооснащенных в ракетные комплексы космического назначения «Днепр».

электрохимический аккумулятор, деградация, ускоренные испытания, продление сроков эксплуатации

Введение

В настоящее время активно проводятся работы по интеграции коммерческих космических аппаратов (КА) с межконтинентальными баллистическими ракетами (МБР) РС-20, дооснащенными в ракету космического назначения (РКН) «Днепр».

В связи с истечением установленных сроков эксплуатации как ракеты в целом, так и ее составных частей, возникает необходимость проведения работ по продлению сроков эксплуатации составных частей ракет, с целью продления их срока эксплуатации до сроков, обеспечивающих запуск РКН «Днепр» по коммерческим программам.

ГКБ «Южное» совместно с Лабораторией автономной энергетики ХАИ проводят работы по обеспечению возможности продления сроков эксплуатации составной части РКН – химической батареи (БХ).

1. Формулирование проблемы

Работы по определению возможности продления сроков эксплуатации БХ проводятся в трех основных направлениях.

Анализ статистики выхода из строя БХ при их эксплуатации в составе МБР РС-20. Указанный метод предусматривает оценку надежности БХ по результатам анализа характера и количества отка-

зов, а также причин их возникновения, в результате чего делается вывод о возможности продления срока эксплуатации БХ до сроков, обеспечивающих запуск РКН «Днепр» в рамках коммерческих программ с выработкой рекомендаций по поддержанию работоспособности БХ в соответствии с требованиями технических условий (ТУ).

Недостатком данного метода является то, что температурно-влажностные условия эксплуатации БХ в разных пусковых установках могут значительно отличаться друг от друга. Это в свою очередь влияет на характеристики БХ (сопротивление изоляции, саморазряд и др.). Кроме того, опыт проведения работ указывает на несвоевременное ведение эксплуатирующими организациями эксплуатационной документации (паспортов) БХ, что не позволяет судить о надежности БХ, руководствуясь данным методом.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что данный метод не является достаточно обоснованным для проведения работ по оценке технического состояния БХ и применим только при отсутствии возможности проведения исследования реальных комплектов БХ.

Проведение индивидуальных проверок БХ в местах эксплуатации без снятия с РН «Днепр». Работы проводятся в соответствии с программно-

методической документацией с использованием штатного оборудования непосредственно во время подготовки РКН к запуску в объеме проведения циклов заряд-разряд-заряд с непрерывной регистрацией токов разряда (заряда) и напряжения БХ [1].

По результатам обработки полученного массива данных делается вывод о соответствии выходных характеристик БХ требованиям ТУ, и, при положительных результатах исследований, БХ допускаются к проведению работ в составе РКН «Днепр».

В случае отклонения характеристик БХ от заданных в ТУ, производится их замена на БХ из состава ЗИП (запасных инструментов и принадлежностей) с проведением повторных проверок.

Проведение индивидуальных проверок БХ является наиболее достоверным методом для оценки их технического состояния, однако для его реализации требуется порядка 2-х суток, что в конечном итоге приводит к увеличению продолжительности подготовки РКН на стартовом комплексе и, соответственно, затрат на проведение пуска РКН.

Проведение исследований технического состояния БХ с использованием экспериментальной базы. Работы проводятся в соответствии с программой-методикой проверки возможности продления срока эксплуатации БХ с использованием разработанного и изготовленного стендового оборудования для проведения диагностики, ускоренных испытаний и восстановления БХ.

Целью исследований является обоснование возможности продления срока эксплуатации БХ для обеспечения коммерческого запуска РКН «Днепр» при условии выполнения технических требований, установленных в ТУ на эксплуатацию БХ.

В результате совместного выполнения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ сотрудниками ХАИ и ГКБ «Южное» разработана и отработана программа-методика проверки возможности продления срока эксплуатации БХ, разработано и изготовлено стендовое оборудование для про-

ведения диагностики, восстановления и ускоренных испытаний БХ.

Отработка разработанной программы-методики проводилась на штатных батареях 6НКГ-160 и 27НКП-90.

2. Оборудование для проведения исследований БХ

Для решения задачи обоснования возможности продления срока эксплуатации БХ до сроков, обеспечивающих запуск РКН «Днепр» было разработано стендовое оборудование (рис. 1, 2), позволяющее проводить экспериментальные исследования БХ.

При проведении экспериментальных исследований, стенд позволяет измерять распределение температуры по рабочему объему термокамеры и контролировать температуру аккумуляторов (АК) в течение длительного времени, с высокой точностью измерений, а так же позволяет обеспечить высокую точность определения характеристик АК в процессе экспериментальных исследований.

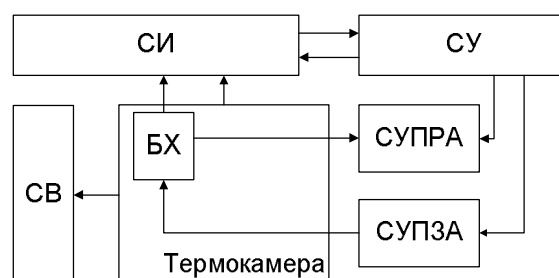


Рис. 1. Структурная схема стенда для проведения экспериментальных исследований

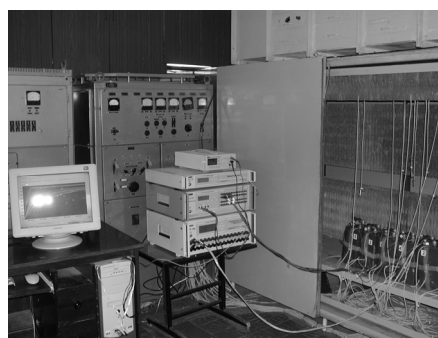


Рис. 2. Общий вид стенда для проведения экспериментальных исследований

В состав стенда для исследования ресурсных ха-

рактических АК и БХ входит следующее специализированное оборудование:

а) специализированное устройство поэлементного заряда АК (СУПЗА) – предназначено для заряда единичных АК в составе БХ различных электрохимических систем емкостью от 1 до 200 А·ч для решения задач экспериментальных исследований;

б) специализированное устройство поэлементного разряда АК (СУПРА) – предназначено для разряда единичных АК в составе БХ различных электрохимических систем емкостью от 1 до 200 А·ч для решения задач экспериментальных исследований АК;

в) система измерения (СИ) – должна обеспечивать автоматизированные измерения, и предназначена для измерения поля температур в зоне размещения БХ, а так же поэлементного контроля АК в процессе экспериментальных исследований;

г) система управления (СУ) – осуществляет автоматизированное управление силовым оборудованием и СИ по заданной логике и обработку результатов измерений, произведенных СИ;

д) система вентиляции (СВ) – предназначена для обеспечения требований техники безопасности при работе с негерметичными щелочными электрохимическими АК. Задачей СВ является удаление вредных испарений от БХ из рабочей зоны;

е) термокамера – предназначена для регулирования температуры среды в зоне размещения БХ;

ж) специализированное программное обеспечение (СПО) – предназначено для реализации логики управления автоматизированных экспериментальных исследований БХ с использованием стандартного протокола RS232 для коммуникации с измерительным и силовым оборудованием и сбора статистических данных для дальнейшей обработки.

Специализированное программное обеспечение в ходе экспериментальных исследований БХ проводит автоматизированный контроль, визуализацию и расчет необходимых параметров с выдачей протокола

результатов исследований и предварительной обработки данных.

3. Программа-методика проверки возможности продления срока эксплуатации БХ

Для обоснования возможности продления срока эксплуатации БХ в соответствии с техническим заданием разработана программа-методика проверки возможности продления срока эксплуатации БХ сверх ранее установленного гарантийного срока.

Программа-методика основана на анализе причин деградации никель-кадмиевых (НК) АК и процессов, протекающих в них, и отработана на батареях 6НКГ-160 и 27НКП-90.

Определение возможности продления сроков эксплуатации было произведено на основе ускоренных ресурсных испытаний АК [1], входящих в состав БХ. Ускорение деградационных процессов АК производилось с помощью воздействия повышенных температур [2, 3], что обусловлено тем, что данный способ позволяет эффективно моделировать процесс эксплуатации НК АК в дежурном режиме, а контроль температуры среды не представляет сложностей для современного испытательного оборудования.

При проверке возможности продления срока эксплуатации БХ согласно разработанной программе-методике работы проводятся в следующем порядке:

а) подготовительные мероприятия – определение конструктивного состояния АК, входящих в состав БХ, определения целесообразности проведения экспериментальных исследований и подготовка БХ к ним;

б) диагностика начального состояния электрохимической системы АК, – определение состояния АК перед проведением ускоренного старения;

в) ускоренное старение под воздействием повышенной температуры в течение установленного времени, имитирующее длительную эксплуата-

цию в штатных условиях для определения характеристики саморазряда и коэффициента ускорения саморазряда;

г) диагностика конечного состояния АК, для определения их состояния после ускоренного старения;

д) анализ результатов исследований для определения остаточного ресурса БХ и оценки возможности продления срока эксплуатации БХ для обеспечения коммерческого запуска РКН «Днепр».

Заключение

Проведение работ по определению возможности продления сроков эксплуатации БХ в составе РКН является перспективным наукоёмким направлением, включающим в себя сбор информации о режимах, условиях эксплуатации БХ и статистики их отказов, разработку программно-методической документации, обоснование выбора экспериментальной базы и проведение эксперимента, анализ результатов эксперимента, научное обоснование возможности продления сроков эксплуатации БХ в составе РКН.

Для получения достоверной информации, работы по определению возможности продления сроков эксплуатации БХ в составе РКН должны проводиться по следующим этапам:

- сбор и анализ статистических данных с мест эксплуатации БХ;
- разработка программно-методической документации, подготовка экспериментальной базы и проведение эксперимента;
- анализ результатов эксперимента с выпуском отчетов по обоснованию возможности продления сроков эксплуатации БХ в составе РКН.

По результатам выполненных работ:

а) разработана программа-методика, позволяющая проводить диагностику, восстановление и ускоренные испытания АК и БХ;

б) разработана и создана стендовая база, позволяющая проводить диагностику, восстановление и

ускоренные испытания АК и БХ;

в) при отработке программы-методики на химической батарее 6НКГ-160 был получен коэффициент ускорения саморазряда БХ до 450, что позволяет в сжатые сроки определять остаточный ресурс БХ;

г) разработанная программа-методика позволяет определить возможность продления срока эксплуатации БХ в составе РКН «Днепр» для обеспечения коммерческого запуска последней, и может быть применена для определения остаточного ресурса НК АК различных типоразмеров;

д) применение данной методики возможно и для АК других типов электрохимических систем, но после некоторой доработки, касающейся в основном разработки теоретической базы.

Литература

1. Обеспечение электроснабжения КА и технологического оборудования, участвующего в подготовке КА на стартовой позиции КРК / Р.А. Андрюков, К.Н. Земляной, В.П. Фролов, С.В. Сиденко // *Авиационно-космическая техника и технология: Научн.-техн. журн.* – 2005. – № 9 (25). – С. 157-161.
2. Ширинский С.В. Теоретические аспекты ускоренных испытаний щелочных аккумуляторов на саморазряд // *Авиационно-космическая техника и технология: Научн.-техн. журн.* – 2006. – № 2 (28). – С. 37-40.
3. Ширинский С.В., Харченко А.А., Безручко К.В. Саморазряд бортовых аккумуляторов летательных аппаратов и способы его ускорения для прогнозирования их ресурсных характеристик // *Авиационно-космическая техника и технология: Научн.-техн. журн.* – 2006. – № 6 (32). – С. 47-51.

Поступила в редакцию 31.05.2007

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

УДК 629.7.087 : 538.4 : 001.2

А.В. ХИТЬКО*Днепропетровский национальный университет, Украина*

ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ СТУПЕНИ ПОЛОГО ПЛАЗМЕННОГО КАТОДА

Приведено обоснование необходимости организации дополнительной ступени полого плазменного катода для ЭРД малой мощности.

электроракетный двигатель, полый расходный цезиевый катод, работа выхода, внутренний вспомогательный разряд, ионизация, эффект полого катода

Введение

Значительно, до 10...15 лет, увеличилось время функционирования спутников связи, и уменьшилась масса полезной нагрузки за счет миниатюризации электронных приборов. В свою очередь, применение электроракетных двигателей (ЭРД) для задач ориентации и коррекции космических аппаратов (КА) [1] позволило существенно снизить запас рабочего тела, в сравнении с химическими реактивными двигателями.

1. Формулирование проблемы

Масса современных спутников лежит в пределах от 100 до 500 кг с потреблением мощности не превышающем нескольких сотен ватт [2]. Основной проблемой создания ЭРД малой мощности является работа с существенно меньшим (50 – 200 Вт) уровнем энергопотребления, чем у существующих образцов (0,5 – 50 кВт) [1, 3] при сохранении высокой эффективности. Очевидно, что эффективность работы двигательного блока существенно зависит от организации работы катода-нейтрализатора. Создание маломощного эффективного катода представляет проблему и требует изменения традиционной схемы построения эмиттера.

1.1. Общие соотношения. Диапазон требуемых токов катода-нейтрализатора маломощных ЭРД лежит в пределах от 0,2 до 1 А. Использование тради-

ционных полых катодов с протоком рабочего тела для требуемого диапазона токов затруднено неустойчивой работой, высоким уровнем плазменных колебаний, высоким напряжением связи с ионным пучком [4]. Это вызвано тем, что уменьшение тока катода достигается снижением давления плазмообразующего газа в полости. При этом снижается концентрация плазмы, изменяются параметры, определяющие процесс ионизации, что и приводит к срыву режима работы катода.

Проведем анализ условий при которых реализуется эффект полого катода.

Для эффективной работы полого катода необходимо обеспечить:

- эмиссию электронов с поверхности;
- существование плазмы в полости;
- токоперенос через диафрагму.

Реализацию эффекта полого катода традиционно связывают с условием существования плазмы в полости:

$$P_K \cdot d_K \approx (1...2) \text{ Торр} \cdot \text{см}, \quad (1)$$

где P_K – давление в полости катода;

d_K – диаметр полости катода.

При этом условии длина свободного пробега первичных электронов до ионизации нейтрала будет меньше радиуса катода. Соотношение (1) подтверждено экспериментально как для открытых [6], так и для диафрагмированных катодов [5].

Минимальная величина тока катода при условии (1) для традиционной геометрии катода ($d_K = 3...5$ мм) и давлении в полости 1 Торр, диаметре отверстия (0,3...0,5) мм и плотности тока (~ 100 А/см²) составит 0,5 А. Дальнейшее снижение давления в полости катода приводит к погасанию разряда.

Не менее важным для работы катода при малых токах является условие самоподдержания разряда. Ионы, образующиеся в полости катода за счет ионизации рабочего вещества электронным ударом, стремятся попасть на стенки катода. Если плотность газа в полости мала, так что длина свободного пробега иона больше размеров полости, то ионы будут уходить на стенки без столкновений и гибнуть на них. Необходимо обеспечить достаточную плотность газа, при которой уход ионов на стенки будет происходить только за счет диффузии. При этом количество образовавшихся в полости ионов будет больше, чем их уход на стенки катода. Условие самоподдержания работы катода можно представить в виде [5]:

$$\langle \sigma_0 V_e \rangle (n_0 \cdot r_{\text{вн}})^2 \times \frac{m_i \langle \sigma_{i0} V_i \rangle}{e U_0 \chi_i} \geq 1, \quad (2)$$

где σ_0 – сечение ионизации атомов электронами;

σ_{i0} – сечение столкновения ион-нейтрал;

V_e, V_i – скорость электронов, ионов;

n_0 – концентрация нейтральных частиц в полости катода;

$r_{\text{вн}}$ – радиус полости катода;

m_i – масса иона рабочего тела;

U_0 – потенциал электрического поля на оси полости.

Для традиционных полых диафрагмированных катодов на ксеноне для самоподдержания разряда необходимо в полости обеспечить плотность нейтрального газа $n_0 > 10^{16}$ см⁻³. При этом давление в полости должно быть $P_K > 10$ Торр, а соответ-

ствующий расход ксенона составит величину $\dot{m} > 0,08$ мг/с. С уменьшением плотности газа эффективность ионизации снижается. При этом уменьшается поток энергии приносимой ионами на стенку, снижается температура поверхности и нарушается условие самоподдержания разряда. Разряд гаснет, что наблюдается в экспериментах.

Повышение устойчивости и обеспечение работоспособности полого катода при низких давлениях в полости, пытаются достигнуть за счет дополнительного внешнего нагрева [5]. Требуемую температуру эмиссионной поверхности обеспечивают в этом случае не за счет ионной бомбардировки поверхности катода, а за счет подвода дополнительной энергии с помощью нагревателя. Однако это может нарушить условие существования монослоя активатора на поверхности. С уменьшением давления в полости падает поток частиц (ионов) на поверхность. Внешний нагрев увеличивает их десорбцию. Поэтому пленка активатора в этих условиях может не сформироваться.

2. Решение проблемы

Обеспечение устойчивой работы полого катода при низких ($P_K < 1$ Торр) давлениях в полости может быть достигнуто, по мнению автора, за счет организации второй, дополнительной ступени разряда в полости катода с помощью автономного источника электропитания.

Схема двухступенчатого полого плазменного катода представлена на рис. 1.

При предложенной схеме построения катода условия существования плазмы в полости, ее параметры (концентрация и температура частиц), напряженность электрического поля, поток энергии и частиц на эмиссионную поверхность будут определяться параметрами дополнительной ступени. Улучшатся условия эмиссии электронов, поскольку возрастет энергия и поток ионов на поверхность.

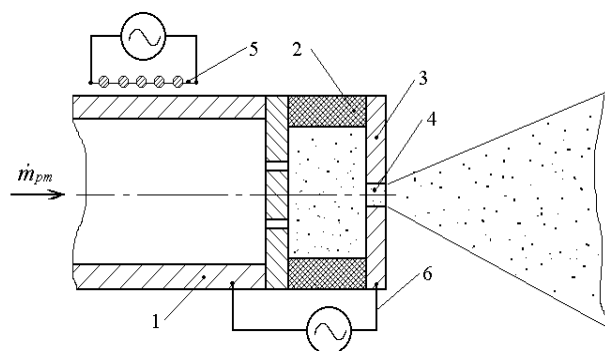


Рис. 1. Схема катода:

- 1 – внутренний электрод; 2 – изолятор;
3 – внешний электрод; 4 – экстракционное отверстие; 5 – стартовый нагреватель;
6 – источник электропитания дополнительной ступени

Рост напряженности поля в полости катода за счет дополнительного источника электропитания позволит повысить проводимость плазмы, и обеспечить существование плазменного мостика независимо от источника внешнего электропитания.

Таким образом, организация второй дополнительной ступени разряда в полости катода положительно скажется на его работоспособности и может позволить снизить рабочее давление и обеспечить устойчивую его работу при токах разряда требуемых для ЭРД малой мощности.

Заключение

Для подтверждения работоспособности схемы построения катода необходимо экспериментально определить и подтвердить границы возможного снижения давления в полости, при которых дополнительный разряд второй ступени существует устойчиво и существенно влияет на ток основного разряда.

Также необходимо экспериментально определить диапазон токов катода и подтвердить возможность работы при токах ($0,3 \div 0,4$ А), которые представляют интерес для ЭРД малой мощности (100 – 200 Вт).

Литература

1. Garkusha V. with col. Modern status of Hall Thrusters Development in Russia // AIAA 99-2157.
2. Micci M., Ketsdever A. Micropropulsion for small spacecraft // Progress in astronautics and aeronautics. – 2000. – Vol. 187. – AIAA. – 2000.
3. Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1989. – 140 с.
4. Белан Н.В., Оранский А.И., Бахмет Г.К. Некоторые особенности рабочих процессов в прикатодной области электроракетных двигателей // Сб. тр. 7-х научн. чтений по космонавтике. – М.: Машиностроение, 1993. – С 123-129.
5. Arhipov B. Krochar L. Numerical and Experimental Researches of Thermal Process in Cathodes / Neutralizes for Electric Plasma // AIAA 98-3479.
6. Delcroix S. Minoon H. High pressure operation in hollow cathode are discharge // Proc Int. Conf. Hollow Cathode discharges. – 1971. – Appl. Ins. – P. 18-26.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 531.8

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ МАСС В КВАНТАХ БИ-ВЕЩЕСТВА НА ОСНОВЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ИЗМЕРЕНИЯ

Впервые, на основе гипотезы би-вещества, предложено толковать массу как овеществленную часть энергии, с помощью энергетических моделей измерения определять термодинамические условия образования барионного и тахионного квантов би-вещества, а также элементарных частиц, таких как нейтрон, протон, электрон и фотон.

масса, энергетические модели измерения

Введение

Энергетические модели измерения физических параметров би-вещества, предложенные в работе [1], базируются на результатах исследований, выполненных и представленных в работе [2] в 2003 году. Согласно этим исследованиям материальный баланс Вселенной складывается из следующих со-

ми линиями искривленного пространства. Однако наблюдаемое отклонение световых лучей тем больше, чем больше «темной массы» в веществе, мимо которого они пролетают, что есть следствием её гравитационных свойств.

Как показано в табл. 1, целый ряд наиболее известных лабораторий в ведущих странах мира приступили к поиску частиц «темной массы». Предпо-

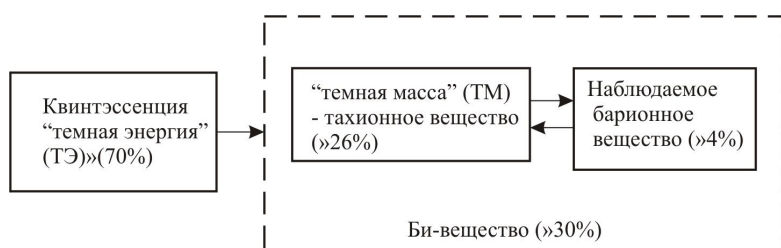


Рис. 1. Состав вещества и объемы его составляющих в материальном балансе Вселенной [2]

ставляющих (рис. 1).

Очевидно, что овеществленная часть материи составляет примерно 30%, из которых 26% приходится на «темную массу» (тахионное вещество), светящаяся же часть материи, т.е. наблюдаемое барионное вещество, занимает лишь 4% в общем балансе Вселенной.

Прямым доказательством существования «темной массы» служит отклонение под её действием лучей, идущих к Земле от далеких Галактик [2], хотя, с точки зрения модели Эйнштейна [5], искривленные лучи являются прямыми, т.е. геодезически-

лагается с помощью различных типов детекторов (табл. 1) обнаружить, исходя из предположения, что их случайное столкновение с представителем барионного вещества позволит их задержать и исследовать.

Столь масштабные экспериментальные программы по оценке свойств «темной массы», несомненно, дадут свой положительный эффект, однако очевидно и то, что намеченные исследования, не имеющие под собой фундаментальной теории, не могут дать системных результатов, поскольку базируются на понимании «темной массы» как продолжения барионного вещества, а не наоборот.

Согласно Ньютону; «масса» – это «количество вещества, как мера его, устанавливаемая пропорционально плотности и объему».

В настоящее время других определений не существует и это сдерживает исследование этой естест-

венно-природной субстанции.

Таблица 1

Направления экспериментального исследования “темной массы”

Проект	Фирма, страна	Год начала	Тип основного детектора	Материал основного детектора	Масса детектора, кг	Тип дискриминационного детектора
UKDMC	Бубли, Англия	1997	Сцинтилляционный	Йодид натрия	5	Нет
DAMA	Гран-Сассо, Италия	1992	Сцинтилляционный	Йодид натрия	100	Нет
Rosebud	Конфрак, Испания	1998	Криогенный	Оксид алюминия	0,02	Тепловой
Picasso	Саберн, Канада	2000	Жидкие капли	Фреон	0,001	Нет
Simple	Рюстрель, Франция	2001	Жидкие капли	Фреон	0,001	Нет
DRIFT	Бубли, Англия	2001	Ионизационный	Дисульфид углерода	0,16	По направлению
Edll-weiss	Фрежго, Франция	2001	Криогенный	Германий	1,3	Ионизационный тепловой
ZEPLIN, I	Бубли, Англия	2001	Сцинтилляционный		4	Временной
CDMS, II	Соудон, США	2003	Криогенный	Кремний германий	7	Ионизационный тепловой
ZEPLIN, II	Бубли, Англия	2003	Сцинтилляционный	Жидкий ксенон	30	Ионизационный
GRESST, II	Гран-Сассо, Италия	2004	Криогенный	Оксид кальция и вольфрама	10	Сцинтилляционный тепловой

Одним из направлений, позволяющим оценить свойства „темной массы”, является гипотеза би-вещества [1], постулирующая энергетическое взаимодействие барионного и тахионного квантов (рис. 2), идентифицирующих, соответственно, светящееся” (наблюдаемое) вещество и пока не наблюдаемую „темную массу” – тахионное вещество.

Использование такой гипотезы, а также основных законов классической механики и первых двух начал термодинамики дало возможность получить модели измерения физических параметров би-вещества и, в частности, масс его квантов (табл. 2).

Таблица 2
Энергетические модели измерения масс квантов би-вещества

Параметры квантов	Энергетические модели измерения
Массы взаимодействующих квантов	$M_{\bar{\sigma}} = \frac{E_{nm}^{1/4} E_{\bar{\sigma}\bar{\sigma}}^{3/2} \Delta E_m^{1/2}}{E_{\bar{\sigma}\bar{\sigma}}^{3/4} E_{\bar{\sigma}m}^{1/2} \Delta E_{\bar{\sigma}}^{1/2}}$
	$M_m = \frac{E_{n\bar{\sigma}}^{1/4} E_{\bar{\sigma}\bar{\sigma}}^{1/2} E_{\bar{\sigma}m}^{1/2} \Delta E_m^{1/2}}{E_{nm}^{3/4} \Delta E_{\bar{\sigma}}^{1/2}}$

В таком представлении масса является материа-

лизованным параметром энергий квантов би-вещества, а представленные в таблице энергетические модели позволяют исследовать её свойства.

Из представленной модели (рис. 2) следует, что полная масса би-вещества состоит из молярных масс взаимодействующих квантов:

$$M_m = M_{\bar{\sigma}} + M_m, \quad (1)$$

где M_m – полная молярная масса би-вещества; $M_{\bar{\sigma}}$ – молярная масса барионного кванта; M_m – молярная масса тахионного кванта.

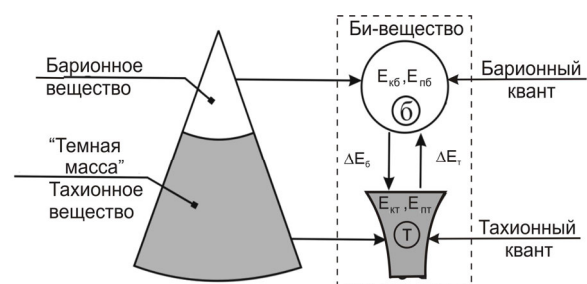


Рис. 2. Модель взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов: $E_{\bar{\sigma}\bar{\sigma},m}$, $E_{n\bar{\sigma},m}$ – кинетическая и потенциальная энергии взаимодействующих квантов; $\Delta E_{\bar{\sigma},m}$ – работы, затрачиваемые на их взаимодействие

Преобразуя выражение (1) (значения молярных

масс $M_{мб}$ и $M_{мт}$ выразим через их энергетические модели [1]), получим

$$M_{м} = M_{мб} \left(1 + \frac{M_{мт}}{M_{мб}} \right) = M_{мб} \left(1 + \frac{E_{нб}}{E_{кб}} \cdot \frac{E_{км}}{E_{нм}} \right). \quad (2)$$

Выражения (1) и (2) коренным образом изменяют наш взгляд на вещество и на материю. Оказывается, что мы и наблюдаемая нами барионная материя ($M_{мб}$) являемся лишь частью би-вещества, из которого состоит Вселенная.

Если под $M_{мт}$ понимать часть массы, обеспечивающей гравитационное взаимодействие, а величина $M_{мб}$ характеризует инерционные свойства объекта, то нетрудно получить, что компонента

$$\frac{M_{мт}}{M_{мб}} = \frac{E_{нб}}{E_{кб}} \cdot \frac{E_{км}}{E_{нм}} \quad (3)$$

выражает собой различие между гравитационной и инерционной массами.

Представление массы в виде соотношений взаимодействующих энергий (табл. 2), позволяет вести исследование её параметров методом обычного анализа.

Для оценки свойств массы, прежде всего, следует определить численные значения энергий барионного и тахионного квантов в различных термодинамических условиях.

Поскольку тахионный вид вещества, т.е. “темная масса”, является образующим для барионных квантов [1], то величину температуры T_t примем в исходном её значении ($T_t = 6,5944125 \cdot 10^{30}$ °К), а температуру барионного кванта (T_b) повaryируем в пределах от T_t до нормального её значения в земных условиях, т.е. до $T_b = 273,15$ °К.

В таком диапазоне изменения температур T_b при давлении, характерном для земных условий ($P_b = 101325,52$ Па), в табл. 3 представлены значения энергий взаимодействующих квантов [1] и с их помощью по выражениям, приведенным в табл. 2, найдены численные значения масс барионного (M_b) и тахионного (M_t) квантов (табл. 3 и рис. 3).

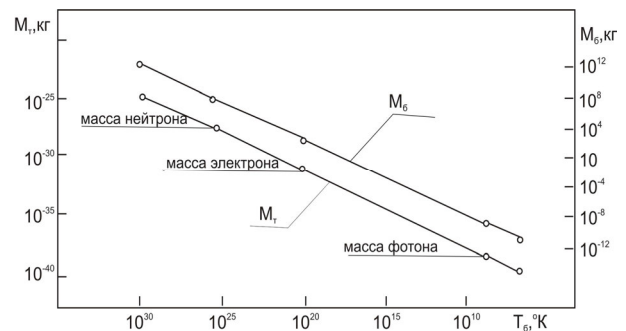


Рис. 3. Изменение масс барионного (M_b) и тахионного (M_t) квантов при снижении температуры T_b

Таблица 3

Массовые характеристики би-вещества при изменении температуры (T_b) барионного кванта ($P_b = 101325, 52$ Па)

T_b , °К	273,15	5739387,4	$1,0872474 \cdot 10^8$	$6,8649153 \cdot 10^{20}$	$3,5356988 \cdot 10^{26}$	$6,5944125 \cdot 10^{30}$
$E_{нб}$, Дж	$9,3036834 \cdot 10^{-50}$	$1,9549303 \cdot 10^{-45}$	$3,7033445 \cdot 10^{-44}$	$2,3383038 \cdot 10^{-31}$	$1,2043175 \cdot 10^{-25}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$
$E_{кб}$, Дж	$3,771279 \cdot 10^{-21}$	$1,361267 \cdot 10^{-15}$	$5,9757739 \cdot 10^{-14}$	1713,6822	$3,7820249 \cdot 10^{10}$	$1,1711848 \cdot 10^{16}$
ΔE_b , Дж	$3,771279 \cdot 10^{-21}$	$1,361267 \cdot 10^{-15}$	$5,9757739 \cdot 10^{-14}$	1713,6822	$3,7820249 \cdot 10^{10}$	$1,1711848 \cdot 10^{16}$
$E_{нт}$, Дж	$7,7850123 \cdot 10^{71}$	$2,1567124 \cdot 10^{66}$	$4,9129246 \cdot 10^{64}$	$1,7131838 \cdot 10^{48}$	$7,7626475 \cdot 10^{40}$	$2,5067373 \cdot 10^{35}$
$E_{кт}$, Дж	$7,7850123 \cdot 10^{71}$	$2,1567124 \cdot 10^{66}$	$4,9129246 \cdot 10^{64}$	$1,7131838 \cdot 10^{48}$	$7,7626475 \cdot 10^{40}$	$2,5067373 \cdot 10^{35}$
ΔE_t , Дж	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$
M_b , кг	$1,12953 \cdot 10^{-12}$	$5,7262116 \cdot 10^{-9}$	$7,1258291 \cdot 10^{-8}$	6676,1672	$5,2527927 \cdot 10^8$	$2,4043092 \cdot 10^{12}$
M_t , кг	$2,76061 \cdot 10^{-41}$	$8,2234832 \cdot 10^{-39}$	$4,4160573 \cdot 10^{-38}$	$9,10,95109 \cdot 10^{-31}$	$1,6726465 \cdot 10^{-27}$	$4,6110956 \cdot 10^{-25}$
ρ_b , кг/м ³	$3,03479 \cdot 10^{13}$	$5,0234959 \cdot 10^{11}$	$1,2082595 \cdot 10^{11}$	394742,84	1407,2903	20,800927
ρ_t , кг/м ³	$3,54362 \cdot 10^{-15}$	$1,3624953 \cdot 10^{-1}$	409,9965	$2,3919515 \cdot 10^{43}$	$2,1391911 \cdot 10^{61}$	$5,655301 \cdot 10^{74}$
N_{Lb} , 1/м ³	$2,686754 \cdot 10^{25}$	$7,4435106 \cdot 10^{19}$	$1,6956088 \cdot 10^{18}$	59,127503	$2,6791401 \cdot 10^{-6}$	$8,6515593 \cdot 10^{-12}$

$N_{Lm}, 1/\text{м}^3$	$1,2716608 \cdot 10^{26}$	$1,6568339 \cdot 10^{37}$	$3,1928829 \cdot 10^{40}$	$2,6257741 \cdot 10^{73}$	$1,2789262 \cdot 10^{88}$	$1,2264493 \cdot 10^{99}$
------------------------	---------------------------	---------------------------	---------------------------	---------------------------	---------------------------	---------------------------

Очевидно, что при остывании барионного кванта значения составляющих масс би-вещества существенно уменьшаются. Если при $T_\theta = 10^{30}$ °К масса барионного кванта эквивалентна массе планеты, то при $T_\theta = 273,15$ °К его масса примерно равна массе атома.

Существенно уменьшается и масса тахионного кванта.

При $T_\theta = 10^{30}$ °К масса тахиона составляет 10^{-25} кг, тогда как при снижении T_θ до 273,15 °К масса этого кванта уменьшается на 16 порядков и равна $M_m = 10^{-41}$ кг.

Одной из проблем современной теории элементарных частиц является то обстоятельство, что до сих пор не объяснено, откуда у таких частиц берется масса.

Гипотеза би-вещества дает в этом толковании ответ: масса – это овеществленная часть «темной энергии» (см. рис. 1). При этом следует заметить, что сначала из «темной энергии» во время „Большого взрыва” при $T_m = 10^{30}$ °К образовались тахионные кванты с $M_m = 4,61109 \cdot 10^{-25}$ кг, а затем, по мере снижения температуры, из этих квантов образовались массы всех частиц барионного вещества.

Необходимо отметить и тот факт, что в двойных логарифмических координатах зависимости M_m , $M_\theta = f(T)$ представляют собой прямые линии с одинаковым углом наклона, как для барионного, так и тахионного квантов, что свидетельствует об идентичности влияния термодинамических условий на изменение свойств массы би-вещества.

Нетрудно заметить (см. табл. 3 и рис. 3), что при снижении T_θ до $3,536 \cdot 10^{26}$ °К в тахионном кванте образуется частица с массой, равной массе нейтрона ($m_n = 1,674959 \cdot 10^{-27}$ кг). При дальнейшем снижении, т.е. при $T_\theta = 3,544 \cdot 10^{26}$ °К, образуется масса протона ($m_p = 1,672646 \cdot 10^{-27}$ кг), а при $T_\theta = 6,8619153 \cdot 10^{20}$ °К рождается частица с массой $m_e = 9,1095109 \cdot 10^{-31}$ кг, т.е. равной массе электрона.

Из приведенных данных также вытекает, что масса равная массе фотона ($m_\phi = 8,2234832 \cdot 10^{-39}$ кг), образуется при $T_\theta = 5,739387 \cdot 10^6$ °К.

Таким образом, впервые показано, что хорошо известные микрочастицы барионного вещества, такие, как нейтрон, протон, электрон и фотон, образуются в тахионном кванте по мере уменьшения температуры T_θ .

В табл. 3 и на рис. 4 показано также изменение плотности би-вещества в обоих его квантах (ρ_θ и ρ_m) при изменении величины T_θ в указанном диапазоне. Здесь имеет место расходящийся процесс. Если ρ_θ с понижением T_θ существенно (примерно на 13 порядков) возрастает, то ρ_m почти на 100 порядков уменьшается.

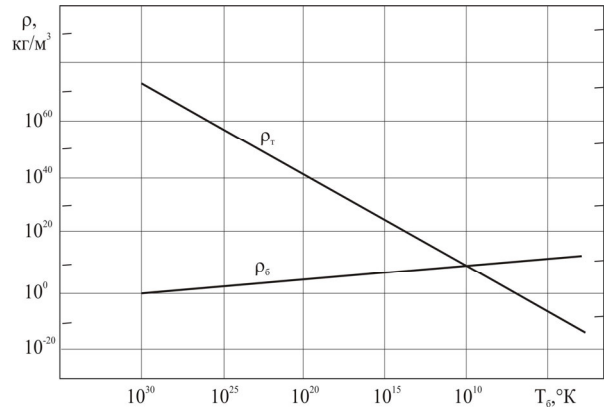


Рис. 4. Влияние температуры барионного кванта T_θ на изменение плотностей квантов в би-веществе

При этом можно выделить две интересные особенности такого процесса:

- при $T_\theta \approx 10^{10}$ °К плотности масс барионного и тахионного квантов равны между собой, т.е. $\rho_\theta = \rho_m$;
- при $T_\theta \approx 10^{20}$ °К плотность массы барионного кванта равна средней плотности массы Солнца, т.е. $\rho_\theta = \rho_c = 1410$ кг/м³.

Как показано на рис. 3, массы нейтрона, протона, электрона и фотона образуются из тахионного кванта при соответствующих термодинамических условиях.

С учетом этого обстоятельства, на основе энергетических моделей измерения количественной оценки, изменение плотности этих микрочастиц в изохорическом ($V_0 = \text{const}$) и изобарическом ($P_0 = \text{const}$) процессах. Результаты таких расчетов приведены на рис. 5.

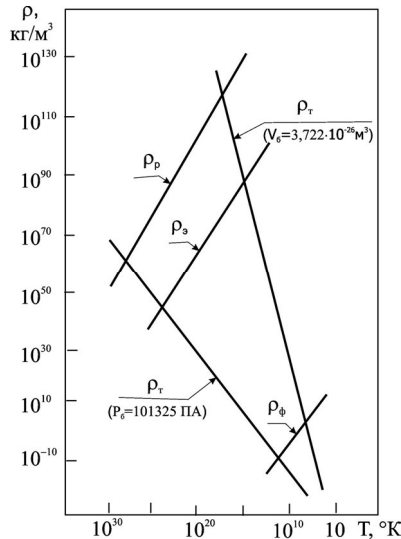


Рис. 5. Изменения плотностей элементарных частиц: протона (ρ_p), электрона (ρ_e) и фотона (ρ_ϕ) в изохорическом ($V_0 = 3,722 \cdot 10^{-26} \text{ м}^3$) и изобарическом ($P_0 = 101325 \text{ Па}$) процессах

Как видим, по мере остывания барионного вещества, плотность его элементарных частиц существенно повышается независимо от вида термодинамического процесса.

Важной характеристикой свойств вещества является число Лотшмидта (N_L), показывающее сколько же частичек каждого из квантов ($N_{L\delta}$, N_{Lm}) находится в единице геометрического объема. Такие данные также приведены в табл. 3 и на рис. 6 при полном диапазоне изменения температуры барионного кванта $10^{30} \text{ }^\circ\text{K} > T_\delta > 273,15 \text{ }^\circ\text{K}$.

Из представленных данных следует, что по мере остывания вещества число барионных квантов ($N_{L\delta}$) существенно возрастает (примерно на 35 порядков), тогда как число тахионных квантов (N_{Lm}) снижается почти на 70 порядков, и при $T_\delta \approx 0 \text{ }^\circ\text{K}$ числа Лотшмидта в обоих квантах примерно одинаковы.

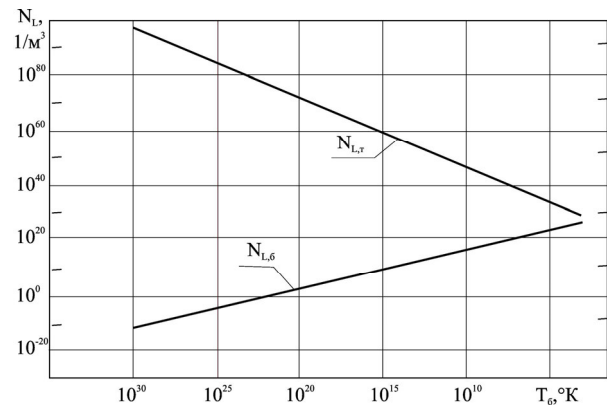


Рис. 6. Влияние температуры T_δ на изменение числа Лотшмидта в единице геометрического объема ($P_0 = 101325,52 \text{ Па}$)

При этом надо подчеркнуть, что градиент изменения $N_{L\delta}$, можно объяснить преобладании „темной массы” (рис.1) в материальном балансе Вселенной, т.е. в наиболее нагретых локальных или планетарных местах преобладание “темной массы” будет наиболее ощутимым.

Если также учесть, что кванты тахионного вещества являются носителями гравитационного взаимодействия [1] и их существенное преобладание в наиболее нагретых местах, то становится объяснимым факт, отмеченный в работе [2] и в начале этой статьи, об искривление световых лучей, обнаруженном астрофизиками при исследовании далеких галактик.

Таблица 4

Величины и соотношения масс и плотностей в квантах реликтового излучения

Би-вещество	Параметры	$T_\delta = 2,735 \text{ }^\circ\text{K}$	$T_\delta = 2,735 \text{ }^\circ\text{K}$	
			$P_0 = \text{const}$	$V_0 = \text{const}$
Барионный квант	$M_{\delta}, \text{ кг}$	$1,12953 \cdot 10^{-12}$	$2,18317 \cdot 10^{-14}$	$1,13387 \cdot 10^{-18}$
	$\rho_{\delta}, \text{ кг/м}^3$	$3,03479 \cdot 10^{13}$	$2,57273 \cdot 10^{14}$	$3,04647 \cdot 10$
Тахионный квант	$M_m, \text{ кг}$	$2,76061 \cdot 10^{-41}$	$2,00695 \cdot 10^{-42}$	$2,79018 \cdot 10^{-43}$
	$\rho_m, \text{ кг/м}^3$	$3,54362 \cdot 10^{-15}$	$1,84281 \cdot 10^{-21}$	$3,58929 \cdot 10^{-35}$

Относительные величины	M_ϕ/M_m	$4,05342 \cdot 10^{28}$	$1,08780 \cdot 10^{28}$	$4,06381 \cdot 10^{24}$
	ρ_ϕ/ρ_m	$8,56409 \cdot 10^{27}$	$1,39609 \cdot 10^{35}$	$8,48767 \cdot 10^{41}$

Энергетические модели измерения позволяют оценить свойства масс и в реликтовом излучении, поскольку хорошо известна его температура $T_\phi = 2,735$ °К [6].

Результаты таких исследований представлены в табл. 4, где приведена сравнительная оценка масс би-вещества в реликтовом излучении при различных моделях его определения, т.е. при $P_\phi = \text{const}$ и $V_\phi = \text{const}$.

На основании исследований, представленных на рис. 3, в табл. 3 и 4, можно утверждать, что тахионная составляющая вещества (т.е. «темная масса») присуща любым локальным и планетарным пространствам и является составной частью материи Вселенной, а ее количество и свойства определяются термодинамическими условиями.

Заключение

Впервые одну из важных категорий естествознания – массу – предложено трактовать как овеществленную часть энергии в виде барионного и тахионного квантов би-вещества.

Установлено, что основу «тёмной массы» составляют тахионы, масса которых изменяется в диапазоне $M_m = 10^{-25} \dots 10^{-41}$ кг в зависимости от термодинамических условий.

Впервые показано, что по мере остывания вещества из тахионного кванта образуются:

при $T_\phi = 3,536 \cdot 10^{26}$ °К масса нейтрона

$$m_n = 1,674951 \cdot 10^{-27} \text{ кг};$$

при $T_\phi = 3,544 \cdot 10^{26}$ °К масса протона

$$m_p = 1,672646 \cdot 10^{-27} \text{ кг};$$

при $T_\phi = 6,862 \cdot 10^{20}$ °К масса электрона

$$m_e = 9,1095109 \cdot 10^{-31} \text{ кг};$$

при $T_\phi = 5,739 \cdot 10^6$ °К масса фотона

$$m_\phi = 8,2234832 \cdot 10^{-39} \text{ кг}.$$

С помощью энергетических моделей измерения найдено соотношение числа тахионных и барион-

ных квантов в единице геометрического объема в зависимости от термодинамических условий. При этом показано, что по мере увеличения температуры T_ϕ такое соотношение существенно (на десятки порядков) изменяется в сторону увеличения числа тахионов, что и объясняет почти семикратное превалирование «темной массы» над наблюдаемым светящимся веществом.

Впервые также установлено, что гравитационная и инерционная массы объекта не равны между собой. Так, в земных условиях (т.е. при $T_\phi = 273,15$ К и $P_\phi = 101325$ Па) величина гравитационной массы превосходит инерционную на относительную величину, равную $2,46644 \cdot 10^{-29}$.

Литература

1. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Формирование энергетических моделей измерения физических параметров. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2007. – 39 с. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.khai.edu/download/b1-substance.zip>.
2. Ксанфомалити Л. Темная Вселенная // Наука и жизнь. – 2005. – № 5. – С. 58-68.
3. Джеммер М. Понятие массы в классической современной физике. – М.: Прогресс, 1967. – 253 с.
4. Жвибрис В. Не мировой эфир, а физический вакуум [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://relect.Narod.ru/fizique/teor/vacuum/htm>.
5. Эйнштейн А. Сущность теории относительности. – М.: Наука, 1966. – 342 С.
6. Спиридонов О.П. Фундаментальные физические постоянные. – М.: Высш. шк, 1991. – 236 с.

Поступила в редакцию 5.06.2007

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

УДК 621.396.96

В.М. ОРЛЕНКО

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Україна

ПРОБЛЕМА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОЇ СУМІСНОСТІ ШИРОКОСМУГОВИХ РЛС ІЗ ВИСОКОПРИОРИТЕТНИМИ ВУЗЬКОСМУГОВИМИ ПРИ ВИКОРИСТАННІ МЕТОДІВ АДАПТАЦІЇ

Розглядаються в постановочному плані та ілюструються прикладами методи забезпечення електромагнітної сумісності (ЕМС) широкосмугових та вузькосмугових РЕС із використанням методів адаптації.

широкосмугові РЛС, електромагнітна сумісність, адаптація

Вступ

Методика оцінки ЕМС широкосмугових РЛС без використання методів адаптації розглядалась в статті [1]. Розгляд показав, що при забезпеченні ЕМС зустрічаються певні труднощі, які можна перебороти за рахунок лише зменшення рівнів бічних пелюстків і зниження енергетики широкосмугових РЛС. Однак є ряд факторів, які полегшують подолання цих труднощів.

По-перше, не всі засоби, яким може перешкодити широкосмугове випромінювання, мають вищий пріоритет, ніж оглядові РЛС, що виявляють і розпізнають особливо небезпечні цілі. У першу чергу, варто запобігти взаємним перешкодам таким більш важливим РЕС, як наприклад зенітним ракетним комплексам, комплексам наведення ракет "повітря-земля", "повітря-повітря", "земля-земля", "море-земля" та "земля-море". У цьому випадку, як правило, широкосмугові та вузькосмугові РЛС різного призначення функціонують у різних частотних діапазонах.

По-друге, у більшості випадків широкосмугові випромінювання особливо необхідні для розпізнавання класів або типів цілей. Таке розпізнавання необхідно для виділення цілей найнебезпечніших з погляду збитку щодо військ та об'єктів, які вони прикривають, в умовах застосування супротивником імітувальних перешкод, а також як альтернатива

упізнаванню у випадках, коли запитувально-відповідальна система упізнавання дає збої. Широкосмугове розпізнавання класів або типів цілей може проводитися в призначуваних напрямках. Поряд з послідовним оглядом всього простору або сектору можна здійснювати широкосмугове зондування тільки в певних напрямках, де немає своїх об'єктів. У більшості ж випадків, повторне розпізнавання необхідно тільки у випадку явної можливості переплутування цілей або після певного часу, коли таке переплутування могло виявитися непоміченим або була не досить висока ймовірність правильного розпізнавання.

Частковим, та особливо небезпечним, випадком необхідності повторного розпізнавання є наявність відмов у системах упізнавання, коли після повітряного бою є небезпека поразки системами ЗРВ власних літаків. Дана обставина забезпечує скорочення часу, у плині якого необхідно випромінювати широкосмуговий сигнал.

По-третє, самі вузькосмугові РЕС можуть бути обладнані засобами адаптивного придушення маскувальних перешкод по ближнім, далеким й, навіть, у головному пелюстку діаграми спрямованості антенних систем. Подібні засоби з'явилися вже кілька десятиків років тому, а до теперішнього часу, у зв'язку з розвитком цифрової техніки, вони можуть бути значно вдосконаленими за рахунок використання

різних методів обернення кореляційних матриць, у тому числі за допомогою ґратчастих фільтрів, методів байєсівської регуляризації з розкладанням по власних числах і т.д.

Можливий вплив, що заважає, вузькосмугових випромінювань на широкосмуговий прийом тут не розглядається, оскільки такий вплив може значно знижуватися за рахунок використання відомої нелінійної обробки з використанням схем ШОВ, але в частотній області.

Таким чином, адаптаційні методи ЕМС розділяються на міжсистемні, що забезпечують сумісність елементів систем озброєння різних родів військ, і внутрішньосистемні, що забезпечують виключення взаємних перешкод між РЛС, розташованих на одній або сусідніх позиціях.

У цей час можливий ряд методів забезпечення ЕМС широкосмугових систем з вузькосмуговими на основі використання адаптації до електромагнітної обстановки. **Метою цієї статті** є аналіз розвитку цих можливостей на основі методики [1], а також сильних і слабких сторін пропонованих методів адаптації.

У статті розглядається принцип забезпечення ЕМС із адаптацією до просторового положення широкосмуговій та вузькосмуговій РЛС із метою забезпечення їх ЕМС (розд. 1), наводяться приклади оцінки ЕМС широкосмуговій та високопріоритетній вузькосмуговій РЛС при їхньому функціонуванні у різних частотних діапазонах (розд. 2). Також розглядаються додаткові неадаптивні методи забезпечення ЕМС широкосмуговій та вузькосмуговій РЛС, близькі до адаптивного за своєю сутністю (розд. 3).

1. Принципи забезпечення ЕМС широкосмугових РЛС із вузькосмуговими при використанні адаптації до їхнього просторового розташування

Ступінь ослаблення бічними пелюстками залежить від взаємної орієнтації ДН широкосмуговій й вузькосмуговій РЛС у процесі їхнього сканування.

Варіанти взаємного положення ДН двох (широко-смугової й вузькосмугової) РЛС показані на рис. 1. Перша ситуація відповідає передачі й прийому широкосмугового випромінювання, що заважає, по основних пелюстках (ОП) ДН антен сусідніх РЛС. Друга – прийому по основному пелюстку й передачі по бічних пелюстках. Третя – передачі й прийому по бічних пелюстках.

Згідно оцінок ЕМС [1], вплив широкосмугової оглядової РЛС, що заважає вузькосмуговій, виявляється неприпустимо великим для ситуацій 1 (рис. 1) і 2 (рис. 1). Зменшення взаємного впливу, що заважає, широкосмуговій РЛС та вузькосмугових можна домогтися шляхом адаптивного (на основі збору інформації про сусідні РЛС наземного й повітряного базування) вимикання широкосмугового зондувального сигналу в ситуації 1 (рис. 1), а також можливого зниження його потужності при виявленні факту випромінювання вузькосмугового сигналу по основному пелюстку ДН антени в напрямку широко-смугової РЛС, тобто ситуації 2 (рис. 1).

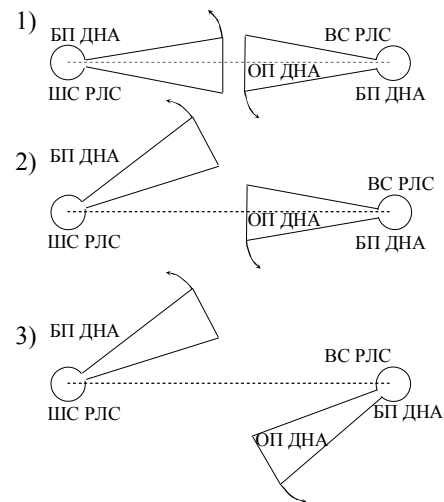


Рис. 1. Ситуації суміщення випромінювань сусідніх РЕС, що заважають

Стосовно ЕМС вузькосмугових РЛС вимикання випромінювання в певних азимутальних напрямках відоме як секторне бланкування [2]. Даний метод можна віднести до міжсистемних. Для його реалізації у широкосмугових РЛС також необхідне одержання й використання інформації про те, де перебувають сусідні засоби (рис. 2). Інформація про місця

розташування наземних РЛС може поновлюватися більш рідко, а інформація про місця розташування РЛС на повітряних носіях – більш часто.

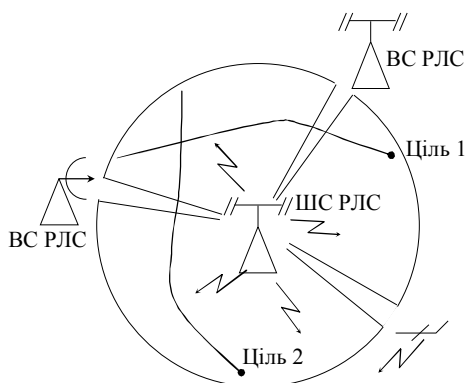


Рис. 2. Пояснення принципу адаптивного обмеження напрямків випромінювання

У відношенні широкосмугових РЛС метод секторного бланкування повинен бути видозмінений у метод керування потужністю широкосмугового зондування залежно від напрямку зондування та поточної потужності сигналів, випромінюваних сусідніми РЛС. Така адаптація до просторового положення сусідніх РЛС є більш загальною.

2. Забезпечення ЕМС широкосмугових РЛС із високо пріоритетними вузькосмуговими

ЕМС широкосмугових РЛС із високопріоритетними вузькосмуговими повинна забезпечуватися за рахунок використання всіх доступних факторів. Такими факторами також на міжсистемному рівні є:

- 1) рознесення займаних РЛС частотних діапазонів;
- 2) ослаблення бічними пелюстками (БП) ДН антен на передачу й прийом;
- 3) ослаблення широкосмугового випромінювання у вузькосмуговому приймачі, пропорційне зменшенню його спектральної щільності потужності, а також інші фактори, розглянуті нижче.

Прикладом рознесення по частотних діапазонах РЛС із різним пріоритетом є рознесення діапазонів оглядових РЛС і РЛС наведення зенітних ракет. Перші можуть функціонувати в діапазонах частот L (15...30 см) і S (7,5...15 см), другі – найчастіше в діа-

пазонах C (3,75... 7,5 см) і X (2,5... 3,75 см). Для виключення взаємного впливу, що заважає, вузькосмугових РЛС у цій ситуації звичайно обмежують припустимі рівні позаполосного й побічного випромінювань.

Для оглядових РЛС із дальністю локації порядку 400 км припустимий рівень цих випромінювань становить порядку -65 dB від рівня основного випромінювання [1]. У випадку радіолокації із широкосмуговими сигналами, зниження рівня позасмугових і побічних випромінювань може виявитися більш складним завданням. При використанні в РЛС широкосмугових ЛЧМ імпульсів забезпечення її ЕМС може полегшуватися відсутністю пелюсткової структури спектрів імпульсів.

Швидкість спадання спектральної щільності ЛЧМ сигналу залежно від зміни частоти [3, 4] може бути визначена виходячи із графіків рис. 3, на яких показані нормовані спектральні щільності прямокутного (суцільна лінія) і дзвончастого (пунктир) ЛЧМ імпульсів тривалістю 120 мкс із девіацією частоти 150 МГц залежно від відносної частоти $f' = f/\Delta f$.

У відповідності з рис. 3 розладнання робочої частоти РЛС на величину девіації призведе до зниження спектральної щільності потужності прямокутного ЛЧМ імпульсу на величину порядку -50 dB, а дзвончастого ЛЧМ імпульсу порядку -30 dB. При більшому розладнанні між оглядовою РЛС, що використовуватиме широкосмуговий сигнал, та високопріоритетною РЛС наведення ослаблення може бути й більшим.

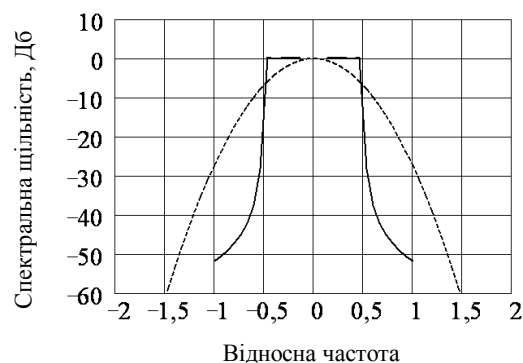


Рис. 3. Спектральна щільність ЛЧМ сигналу з дзвончастою (пунктир) та прямокутною огинаючими (суцільна)

Однак, не розглядаючи можливі переколювання спектрів при неточному формуванні сигналів у передавачі, при оцінці ЕМС широкопелюсткової РЛС із високопріоритетною вузькопелюстковою обмежимося середніми значеннями рівня позапелюсткового випромінювання, рівним -40 dB. Таке обмеження буде менш строгим у порівнянні з аналогічним обмеженням для вузькопелюсткових РЛС.

В [1] приводилася методика оцінки ЕМС широкопелюсткової РЛС із вузькопелюстковими. Відповідно до цієї методики на рис. 4 порівнюється дальність радіолокації широкопелюстковим сигналом тривалістю 250 мкс із шириною спектра 150 МГц (суцільна лінія) з дальністю, до якої вплив, що заважає, широкопелюсткового випромінювання перевищує допустимий, тобто відношення сигнал (що заважає) – шум перевищує величину $0,52$ ($-2,8$ dB) (пунктирні лінії) [1].

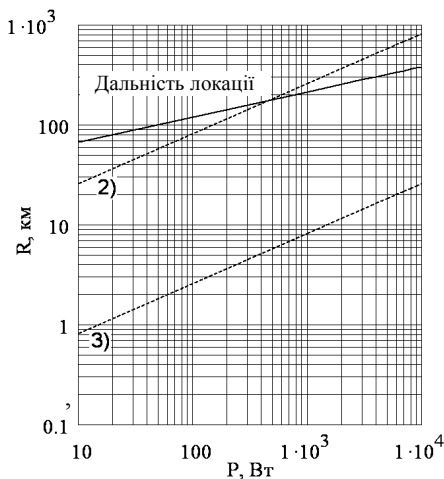


Рис. 4. Порівняння дальності локації з дальністю прийому випромінювань типової оглядової РЛС, що заважають, для ситуацій (рис. 1)

Широкопелюстковий зондувальний сигнал випромінюється при цьому в напрямку сусідньої РЛС тільки по бічних пелюстках з ослабленням -30 dB (у напрямку на вузькопелюсткову РЛС уводиться заборона на широкопелюсткове випромінювання), прийом здійснюється по основному пелюстку (ситуація 2, рис. 1) або бічним пелюстком з рівнями -30 dB (ситуація 3, рис. 1). Інші параметри широкопелюсткового зондування й вузькопелюсткового прийому такі ж, як в [1].

З рис. 4 видно, що у випадку прийому широкопелюсткового випромінювання, що заважає, основним

пелюстком ДН високопріоритетної вузькопелюсткової РЛС, його вплив, що заважає, може виявитися неприпустимо високим. Істотного зменшення цього впливу можна досягти шляхом зниження потужності широкопелюсткового випромінювання на $10 \dots 15$ dB. У такому випадку дальність розпізнавання цілей широкопелюсткової РЛС також зменшиться, але цілі на малих дальностях все-ж таки можуть розпізнаватися при повній виключенні перешкод високопріоритетної вузькопелюсткової РЛС.

При випромінюванні зондувального сигналу широкопелюсткової РЛС по бічних пелюстками діаграм спрямованості з рівнем -30 dB і його прийомі також по бічних пелюстках -30 dB вплив, що заважає, широкопелюсткової РЛС на високопріоритетну вузькопелюсткову (крива для ситуації 3 на рис. 4) повністю виключається.

У комбінації з суттєвим обмеженням потужності передавача РЛС та ослабленням бічними пелюстками антени ослаблення широкопелюсткового випромінювання у вузькопелюстковому приймачеві сприяє не тільки ЕМС, але й скритності РЛС малої дальності.

Прикладом останньої РЛС може бути недавно опублікована іспанська експериментальна надширокопелюсткова РЛС [5]. Основним її призначенням є високоточний всепогодний контроль прибережних акваторій. Дальність локації близько 15 км, режим зондування – безперервний ЛЧМ у смузі $28 - 30$ ГГц (довжина хвилі 1 см), девіація частоти 50 МГц... 2 ГГц. Ширина ДН антени порядку $3^\circ \times 3^\circ$. Обробка – гетеродинно-фільтрова з повною демодуляцією, миттєва ширина смуги пропускання приймача 40 МГц, набір фільтрів реалізований у цифровому виді. Потужність передавача: -5 dBW ($0,3$ Вт). Поглинання енергії зондувального сигналу при двостороннім поширенні в атмосфері близько $0,2$ dB/km. Для дальності локації 15 км втрати в атмосфері – близько 3 dB. Широкий спектр зондувального сигналу забезпечує розпізнавання судів по їхніх дальнісно-частотних портретах.

На рис. 5 порівнюється дальність дії РЛС [5] з дальністю, на якій її основне випромінювання може

впливати на вузькосмугові засоби в тій же смузі частот для ситуацій 2 та 3 (рис. 1).

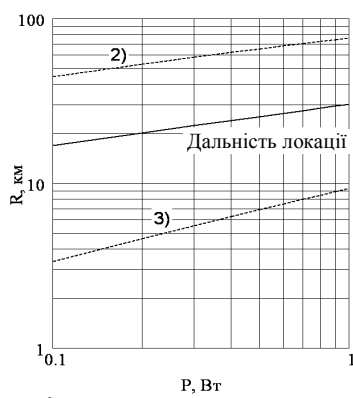


Рис. 5. Порівняння дальності локації з дуальностями прийому випромінювань експериментальної РЛС малої дальності, що заважають, для ситуацій (рис. 1)

Дальність, на якій її випромінювання можуть впливати на вузькосмугові РЛС, розраховується згідно методики [1], з урахуванням дальностній залежності коефіцієнта поглинання радіохвиль в атмосфері. Видно, що при виключенні ситуацій, коли близько розташовані вузькосмугові РЛС, що працюють на тих же частотах, опромінюються основним пелюстком ДН антени широкосмугової РЛС, а тільки по бічних пелюстках з рівнем -30 dB, дальність впливу, що заважає, при прийомі по основному пелюстку приймальні антени вузькосмугової РЛС не перевищує 60 км, а при прийомі по бічних пелюстках з рівнем -60 dB не перевищує 5,5 км. При додатковому розносі частотних діапазонів і придушенні позасмугового й побічного випромінювання, що заважає, до рівня -30 dB впливом випромінювань РЛС [5] можна в основному зневажити (крива для ситуації 2 займає положення кривої ситуації 3, а крива для ситуації 3 зрушується вниз приблизно на декаду).

3. Додаткові фактори, що сприяють поліпшенню ЕМС широкосмугових РЛС із вузькосмуговими

Забезпечення ЕМС РЕС різного призначення з використанням часових факторів та елементів адаптації ґрунтується на скороченні часу випромінювання, часовому бланкуванню, часовій синхронізації й часовій регламентації [2]. Перераховані фактори

забезпечення ЕМС можуть бути віднесені як до міжсистемних, так і внутрісистемних. Вони засновані фактично на використанні адаптації моментів випромінювання широкосмугових сигналів до складної електромагнітної обстановки. Часове бланкування, пов'язане з відведенням кожній РЕС свого часового "вікна", і часова регламентація, пов'язана з повним припиненням випромінювання низькопріоритетних РЕС у певних місцях й у певний час, тут докладно не розглядаються.

Обмеження часу широкосмугового випромінювання. Обмеження часу широкосмугового випромінювання є ефективним заходом забезпечення ЕМС широкосмугової РЛС із вузькосмуговими. Дана міра знижує ймовірність постановки широкосмуговою РЛС взаємних перешкод вузькосмуговим пропорційно зменшенню часу широкосмугового випромінювання відносно вузькосмугового. Як відзначалося, використання широкосмугового випромінювання, у першу чергу, обумовлено необхідністю рішення завдань розпізнавання класів і типів виявлених цілей.

Істотне обмеження часу широкосмугового випромінювання шляхом комбінації його з вузькосмуговим вже реалізовувалося в оглядовій РЛС, розробленої в СРСР разом з ВирТА, в 1980-і рр. [6], і реалізується в новій РЛС "Сенрад" (США, 2001 р.) [7]. Основними режимами зондування в цих РЛС є вузькосмуговий та багаточастотний відповідно. Використання широкосмугового ЛЧМ сигналу із шириною спектра 75 МГц й 150 МГц відповідно в цих РЛС обмежено секторами азимутів, у яких перебувають виявлені цілі й по яких призначений режим розпізнавання класу (або типу). При цьому в напрямку цілі випромінюється всього один або кілька широкосмугових імпульсів. Вид одного із зондувальних сигналів РЛС "Сенрад" показаний на рис. 6. Він складається з імпульсів "великої дальності" тривалістю до 250 мкс, що випромінюються з періодами близько 3 мс, які перемежуються трійками імпульсів "малої дальності" тривалістю 10 мкс, що випромінюються з періодами 1 мс. Всі імпульси є

муговими зондувальними імпульсами доцільно здійснювати таким чином, щоб моменти закінчення тривалого ширококугового та більш коротких вузькосмугових імпульсів збігалися (рис. 8).

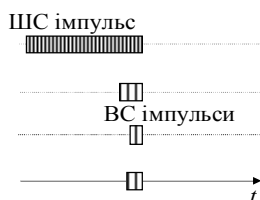


Рис. 8. Збігання моментів закінчення імпульсів

У цьому випадку, можлива взаємна перешкода від ширококугової РЛС локалізується тільки на дальній границі зони виявлення вузькосмугової РЛС.

Часова регламентація ширококугових випромінювань, як надзвичайний захід, припускає повну заборону ширококугових випромінювань у певні моменти часу, коли є небезпека постановки взаємних перешкод РЕС із більше високим пріоритетом.

Висновок

Показано принципову можливість забезпечення ЕМС ширококугових РЛС з вузькосмуговими за рахунок використання адаптивного керування потужністю ширококугового випромінювання залежно від напрямку зондування та поточної електромагнітної обстановки. Проаналізовано додаткові фактори, що сприяють забезпеченню ЕМС таких РЛС. Серед останніх особливо виділяються фактори, пов'язані зі зменшенням часу ширококугового випромінювання за рахунок його комбінування з вузькосмуговим, а також часовою синхронізацією зондувальних сигналів ширококугової й вузькосмугової РЛС. Наведено приклади оцінки ЕМС ширококугових РЛС із вузькосмугової РЛС, що має вищий пріоритет, на основі адаптивного керування потужністю, а також комбінованого використання ширококугових й вузькосмугових зондувальних сигналів в оглядових РЛС.

Спільне використання методів забезпечення ЕМС, пов'язаних з адаптацією до просторового розташування РЛС, обмеженням часу ширококугово-

го випромінювання та часовою синхронізацією випромінювань, може в принципі звести до мінімуму вплив, що заважає, ширококугових РЛС на існуючі вузькосмугові. Таким чином, обмеження на використання ширококугових зондувальних сигналів у радіолокації носять скоріше не принциповий, а технічний характер. Оскільки адаптивні методи забезпечення ЕМС ширококугових та вузькосмугових РЛС у літературі дотепер не розглядалися, ілюстрація можливості забезпечення їх ЕМС повинне супроводжуватися більше докладним моделюванням та експериментальною перевіркою.

Автор висловлює подяку професорові Я.Д. Ширману за корисне обговорення статті.

Література

1. Орленко В.М. Методика оцінки електромагнітної сумісності ширококугових РЛС без використання методів адаптації // СВТ. – 2007. – 2 (10). – С. 3-11.
2. Петровский В.И., Седельников Ю.Е. Электромагнитная совместимость радиоэлектронных средств: Учебн. пос. для вузов. – М.: Радио и связь, 1986. – 216 с.
3. Ширман Я.Д. Разрешение и сжатие сигналов. – М.: Сов. радио, 1974. – 228 с.
4. Электронные системы, основы построения и теория: Справочник / Под ред. Я.Д. Ширмана. – М.: Радиотехника, 2007. – 328 с.
5. Cristina Carmona Duarte et. al. CWLFM Radar for Ship Detection and Identification // IEEE A&E Systems Magazine, February, 2007. – С. 35-45.
6. Computer Simulation of Radar Target Scattering, Recognition, Detection, and Tracking / Ya.D. Shirman (ed.), Artech House, 2002.
7. Skolnik M, Linde G., Meads K. Senrad: An Advanced Wideband Air-Surveillance Radar // IEEE Trans. AES-37. – 2001. – No. 4. – P. 33-39.

Надійшла до редакції 6.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.М. Сєдишев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

УДК 330.322 + 339.727.22

В.П. БОЖКО, Т.Ю. ПАПАЗОВА, М.С. МАЗОРЧУК

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

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ РАЗВИТИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ПОРТФЕЛЯ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ

Рассмотрены особенности формирования программ развития производственных предприятий при внедрении инновационных проектов. Предложена типовая структура программ развития, а также описаны математическая модель и алгоритм оценки готовности предприятия к реализации инновационных проектов.

инновационные проекты, ресурсное обеспечение, стратегии развития, временные сроки

Введение

В настоящее время все больше украинских предприятий и организаций в процессе управленческой деятельности используют проектный подход. Это обусловлено тем, что в условиях рыночной конкуренции, предприятие вынуждено быстро реагировать на изменения окружающей среды, учитывать желания потребителей, постоянно совершенствовать выпускаемую продукцию и завоевывать все новые сегменты рынка. Эта проблема является особо актуальной для предприятий аэрокосмической отрасли, где инновационные проекты составляют основу их развития.

Формулировка проблемы

В ходе проектной деятельности возникает множество проблем и задач, связанных с анализом возможности реализации инновационных проектов на предприятии. Одной из наиболее актуальных является задача оценки готовности предприятия к реализации новых проектов и программ. Поскольку направления проектной деятельности (управление временем, управление стоимостью, интеграция работ по проекту и т.д.) не связаны линейно с направлениями менеджмента предприятия, и деятельность предприятия является циклической, а проект строго ограничен по временным срокам, то возникает необходимость согласования процессов предприятия с процессами проектов. При этом возникает необходимость в расширении ресурсной базы предприятия – модерниза-

ции или закупки нового оборудования, обучение персонала или найма новых специалистов и т.д. – что в свою очередь приводит к необходимости формирования комплекса мероприятий по развитию предприятия и оценки их эффективности. Таким образом, является актуальной разработка моделей и методов, позволяющих согласовать деятельность предприятия с процессами реализации инновационных проектов с целью определения готовности предприятия к реализации новых производственных и бизнес-процессов, что, в свою очередь, позволит сформировать программу развития предприятия в комплексе.

Для решения поставленной задачи предлагается выделить три системные составляющие, которые позволят согласовать цели инновационных проектов с целями предприятия.

Первая составляющая – это функциональная декомпозиция процессов проекта (WBS – структура разбиения работ проекта), которая строится исходя из цели проекта и его основных направлений реализации. В рамках портфеля проектов эти структуры объединяются и образуют единую сеть процессов, которая накладывается на вторую составляющую – функциональную структуру предприятия. Сравнивая требуемое проектами и существующее на предприятии ресурсное обеспечение, определяется достаточность или дефицит ресурсов по отдельным составляющим. На основе данного сравнения можно выделить не только множество необходимых ресур-

сов, но и рассчитать их количественные параметры (стоимость и время). Таким образом, можно определить степень готовности предприятия к реализации данного портфеля инновационных проектов и оценить требуемые дополнительные инвестиции.

С другой стороны, предприятие работает в рамках выбранных стратегий развития, которые отображают целевые установки, намерения и направления деятельности руководства для обеспечения стабильного функционирования. Выделяют три общие стратегии развития: роста, стабилизации и выживания. Каждая стратегия определяется текущим финансово-экономическим положением предприятия и требованиями

рынка, и может быть определена методами стратегического менеджмента (метод анализа сценариев, SWOT – анализ и др.) [1]. Каждая стратегия может быть детализирована на функциональные стратегии, групповые либо частные которые также могут быть определяться структурой предприятия [2].

Стратегии предприятия фактически будут являться третьей составляющей, которая будет накладывать ограничения на разработку и реализацию новых процессов, закупку нового оборудования и привлечение новых высоко квалифицированных кадров. Модель, объединяющую все эти три составляющие, можно представить в виде структурной схемы (рис. 1).

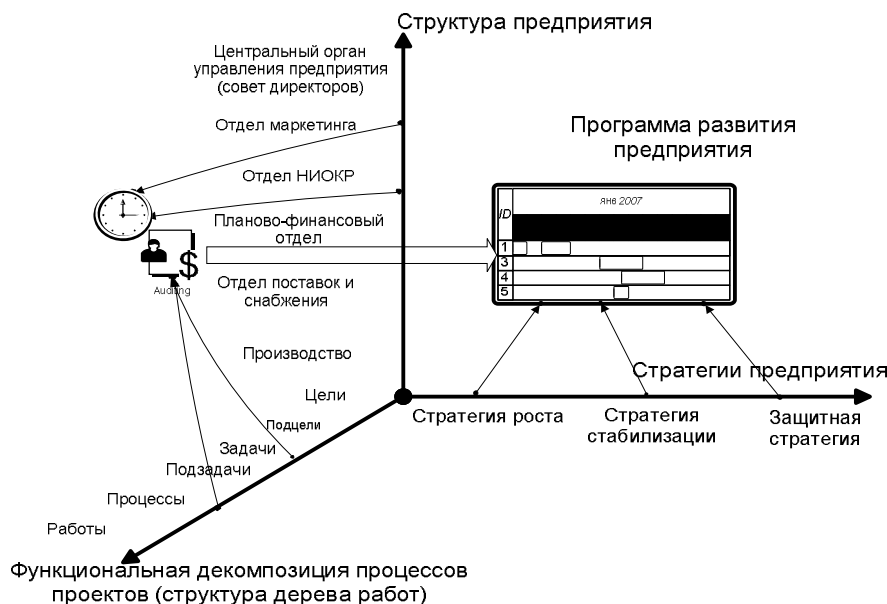


Рис. 1. Структурная схема модели формирования программы развития предприятия на основе портфеля инновационных проектов

Решение проблемы

Каждый инновационный проект, планируемый к реализации на предприятии, будет требовать наличия сырья, материалов и комплектующих, оборудования, кадров, а также организацию новых видов работ и процессов. Поэтому, на первом этапе, на основе анализа требований по проекту оценивается готовность предприятия с точки зрения ресурсного обеспечения. На следующем этапе оценивается, какие процессы и работы, направленные на развития предприятия (расширение основных производствен-

ных площадей, увеличение штата сотрудников, модернизация оборудования и т.д.), необходимы для реализации инновационного проекта.

Ограничения на реализацию этих процессов будут накладывать стратегические направления деятельности предприятия, поскольку если временные или стоимостные показатели проектов развития будут превышать возможные временные или стоимостные показатели стратегий, то реализация таких процессов развития не является возможной.

Математическая модель может быть описана следующим образом. Обозначим через L_0 структуру

предприятия, где $L_0 = \bigcup_{i=1}^n L_i$, $L_i \cap L_j = \emptyset$, т.е. структура предприятия объединяет в себе на одном уровне иерархии множество i -х структурных подразделений, которые являются обособленными и их функции не пересекаются. Если структурные подразделения расположены на разных уровнях иерархии, то возможно, что $L_i \cap L_j \neq \emptyset$. Пусть Str_0 описывает множество возможных стратегий предприятия, которые также имеют свою структуру:

$$Str_0 = \bigcup_{i=1}^n Str_i, Str_i \cap Str_j = \emptyset.$$

Однако соотношение $Str_i \cap Str_j = \emptyset$ также в общем случае может быть не обязательным, поскольку каждая стратегия может быть подвергнута дальнейшей детализации и разбиению на новые стратегии, вплоть до элементарных, отображающих действия (работу, операцию) для достижения поставленной цели:

$$Str_j = \bigcup_{i=1}^{n_i} Str_j^i, Str_p^i \cap Str_q^i = \emptyset.$$

Каждый инновационный проект, планируемый к реализации на предприятии, может быть задан в виде кортежа

$$Proj = \langle \Omega, Y^{Proj}, R^{Proj}, S^{Proj}, T^{Proj} \rangle,$$

где Ω – цель проекта; Y^{Proj} – комплекс работ или мероприятий; R^{Proj} – ресурсы проекта; S^{Proj} – объемы инвестиций по проекту; T^{Proj} – временные рамки проекта.

Комплекс проектов (или портфель) объединяет в себе ряд проектов, имеющие различные цели, но использующие общие ресурсы предприятия, т.е.

$$K_{Proj} = \bigcup_{i=1}^m Proj_i, \Omega_i \cap \Omega_j = \emptyset, R_i^{Proj} \cap R_j^{Proj} \neq \emptyset.$$

Также проекты различны по времени реализации ($T_i^{Proj} \neq T_j^{Proj}$), имеют различные объемы инвестиций ($S_i^{Proj} \neq S_j^{Proj}$), ряд работ могут быть схожими, ряд – различными ($Y_i^{Proj} \cap Y_j^{Proj} \neq \emptyset$).

Готовность предприятия к реализации портфеля проектов будет определяться следующим образом:

$$G = f(Y, R, S, T), \quad (1)$$

где параметры функции G задаются набором переменных, которые характеризуют состояние готовности предприятия к реализации портфеля проектов и отображают наличие или отсутствие ресурсов (средств) или процессов на реализацию соответствующих работ по проектам, а именно:

1. $Y = \{\emptyset, F\}$ – процессы или работы для реализации проекта, имеющиеся на предприятии, где $\emptyset$ – отсутствие потребности в подобных процессах; F – план (программа мероприятий) реализации работ по проекту Y^L в заданные временные сроки T^Y в рамках структурных подразделений предприятия L^Y : $F = (Y, T^Y, L^Y)$.

2. $R = \{\emptyset, Z\}$ – ресурсы, необходимые для реализации проекта, где $\emptyset$ – отсутствие потребности в ресурсах; Z – множество ресурсов, требуемых для реализации проектов (дефицит), которые определяются как $Z = (Z^R, V^R, S^R, T^R)$, где Z^R – вид ресурса (материально-техническое обеспечение, кадровое, информационное и др.); V^R – объемы ресурсов (для материально-технического и кадрового обеспечения); S^R – стоимость ресурса (затраты на ресурс); T^R – время на закупку, установку и приведение ресурса в работоспособное состояние.

3. $S = \{0, V\}$ – затраты на реализацию работ по проекту, где 0 – означает нулевые затраты; V – величина затрат, выраженная в стоимостных единицах.

4. $T = \{0, t\}$ – время на реализацию работ по проекту, где 0 означает нулевые затраты времени (например, для событий или вех); t – время на реализацию работ по проекту, которое может задаваться следующим кортежем $t = \langle t_i^H, t_i^K, t_i^D \rangle$, где t_i^H, t_i^K, t_i^D – время начала, окончания и длительности i -й работы по проекту.

Между величинами Y , R и S , T существует прямая взаимосвязь. При отсутствии необходимости в процессах ($Y = \emptyset$) и ресурсах ($R = \emptyset$) по отдельным направлениям реализации проектов величины S и T будут нулевыми. В противном случае величины S и T определяют финансовые и временные затраты на разработку плана мероприятий по реализации работ по проекту и приобретение необходимых ресурсов, т.е. в общем случае S и T будут являться функциями от Y и R :

$$S = f(Y, R); \quad (2)$$

$$T = f(Y, R). \quad (3)$$

Функции (2) и (3) не являются линейными, поскольку часть ресурсов будут являться общими для реализации комплекса работ по различным проектам.

При наличии необходимых процессов и требуемых ресурсов, затраты на реализацию работ по проекту будут определяться *стоимостью* самих работ (затраты на заработную плату, амортизационные издержки, расходуемые ресурсы):

$$S = \sum S_i^{Z^R}, \quad (4)$$

где $S_i^{Z^R}$ – затраты на реализацию i -й работы по всем видам ресурсов Z^R , которые задействованы в данном виде работ; и *временем* реализации проекта:

$$T = \sum t_i^{\partial_{кр}}, \quad (5)$$

где $t_i^{\partial_{кр}}$ – длительность критических работ по проекту.

Если готовность предприятия принимает вид $G = f(\emptyset, \emptyset, 0, 0)$, то при реализации проекта не будет задействовано данное структурное подразделение, не требуются ни соответствующие процессы, ни имеющиеся ресурсы. Если переменные функции G не являются пустыми множествами и нулями, то в процессе реализации проектов потребуется разработка мероприятий по развитию предприятия и увеличению (расширению) его материально-технической и кадровой базы. Таким образом, вид функции готовности будет определять необходимые процессы Y^K , на основе которых может быть сформирована про-

грамма развития предприятия $Prog_{раз}$:

$$G = f(Y, R, S, T) \cap Str \Rightarrow \bigcup Y^K = Prog_{раз}.$$

Вид функции f (1) имеет сложную функциональную зависимость, которая не может быть получена аналитическим путем, что обусловлено зависимостью от многих параметров, имеющих сложную структуру. Поэтому, для ее определения необходимо применение ряда методов с использованием теории нечеткой логики и экспертных оценок [4, 5], что в данной работе не приводится.

На рис. 2 приведена алгоритмическая модель оценки готовности предприятия к реализации инновационных проектов и формирования программы развития. Поскольку в ходе оценки текущего состояния предприятия необходимо учитывать направления управления проектами, то выбор параметров оценки необходимо производить с позиций анализа требуемого ресурсного обеспечения проектов. Например, если в ходе реализации проекта будут задействованы здания и сооружения, то необходимо оценивать именно основные фонды предприятия и степень их использования. Если проект связан с производством ресурсоемкой продукции, то необходимо анализировать показатели, связанные с оценкой оборотных средств. Подробно механизм проведения финансово-экономического анализа с учетом направлений проектного менеджмента в данной статье не рассматривается.

В процессе проведения анализа также используется ряд predetermined методов, например, сетевое планирование, SWOT-анализ и другие, которые в комплексе позволяют решить поставленную задачу, однако в механизм их применения в данном случае не рассматривается.

Заключение

В результате исследований предложен метод определения готовности предприятия к реализации инновационных проектов и программ, представлена математическая модель, на основе которой возможно определить степень готовности предприятия,

предложена алгоритмическая модель оценки готовности предприятия и формирования программы развития. Использование данных моделей дает возможность руководителям проводить полный и обос-

нованный анализа возможности реализации проектов на любых предприятиях с учетом основных стратегических направлений деятельности и формировать планы развития.

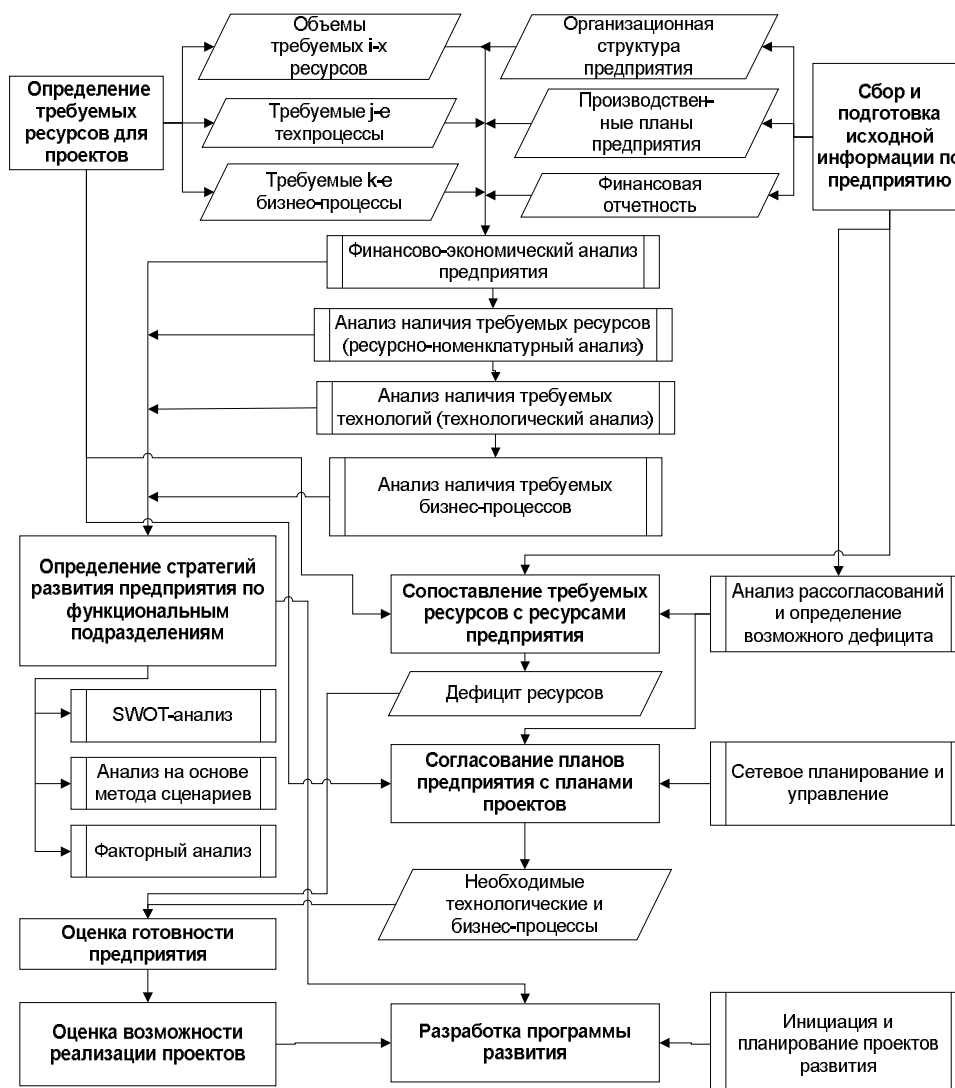


Рис. 2. Алгоритмическая модель оценки готовности предприятия к выполнению инновационных проектов и формирования программы развития

Литература

1. Герасимчук В.Г. Стратегічне управління підприємством. Графічне моделювання: Навч. посібник. – К.: КНЕУ, 2000. – 360с.
2. Агафонов В.А. Анализ стратегий и разработка комплексных программ. – М.: Наука, 1990. – 216 с.
3. A Guide to the project management body of knowledge (PMBOK guide). – USA: PMI Standards Committee, 2000 ed. – 216 p.

4. Емелин А.С. Основы теории нечеткой логики и ее возможные точки приложения в экономике // Информационно-аналитическая записка. – Вологда: ВНКЦ ЦЭМИ РАН, 2002. – 33 с.
5. Бешелев С.Д., Гурвич Ф.Г. Экспертные оценки. – М.: Наука, 1973. – 263 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

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

УДК 621 : 338.26

Т.И. КРАХМАЛЕВА

Харьковское государственное авиационное производственное предприятие, Украина

МЕТОД УЧЕТА ОБЪЕКТОВ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ В ПРОЦЕССЕ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИННОВАЦИОННОГО ПРОЕКТА ПО ВЫПУСКУ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Исследовано влияние объектов интеллектуальной собственности на процесс производства авиационной техники. Проведена формализация объектов интеллектуальной собственности в ходе управления ресурсами инновационного проекта. Разработан метод учета объектов интеллектуальной собственности при оценке эффективности инновационного проекта.

инновационный проект, объект интеллектуальной собственности, авиационная техника, транспортный самолет

Введение

Одним из главных показателей инновационного развития общества является состояние науки и рынка интеллектуальной собственности. Поскольку объектом инновационного проекта выступает новый продукт, в том числе изготовленный на основе изобретения, то инновационную деятельность можно представить как интеграцию науки, изобретательства и инвестиций.

Инвестиции могут быть частными или государственными. Глобальные инновационные проекты общегосударственного масштаба финансируются государством, а более мелкие – частными инвесторами. В первом случае целью является решение общественной проблемы в интересах национальной экономики, а во втором – получение прибыли от реализации инновационного проекта (далее – ИП). Так, например производство авиационной техники, которое является стратегически важным для Украины, нуждается в государственной поддержке, хотя не исключается и привлечение частных инвестиций [1]. В обоих случаях инновационная деятельность может быть рассмотрена как часть

экономики (рис. 1). От того, насколько значителен интеллектуальный потенциал общества, особенно в сфере авиастроения, зависит, в конечном счете, и успех решения стоящих перед ним экономических проблем [1, 2]. В свою очередь, инновационная деятельность возможна только при наличии соответствующих условий, включая необходимую правовую защиту и оценку объектов интеллектуальной собственности (далее – ОИС).



Рис. 1. Структура инновационной деятельности как части экономики

Актуальность и состояние изученности проблемы. Исследование выполнено в рамках Государ-

ственной комплексной программы развития авиационной промышленности до 2010 года (утв. Постановлением КМУ № 1665-25 от 12.12.2001), а также Государственной программы прогнозирования научно-технического развития на 2004-2006 года (Постановление ВР № 1086 от 25.08.04) и Программы мероприятий по завершению вступления Украины во Всемирную торговую организацию (Указ Президента № 104/2002 от 05.02.2002) и Программой интеграции Украины в Европейский союз (Распоряжение КМУ № 111 от 04.03.04) [1 – 3].

Однако вопросы, связанные с повышением эффективности ИП по производству авиационной техники (далее – АТ) за счет использования ОИС, не проработаны, методы оценки ИП с учетом ОИС отсутствуют. В научной литературе проблемами управления проектами по производству АТ посвящены работы таких авторов, как Г.А. Кривов, В.А. Матвиенко, В.А. Резников [4], П.Н. Цыбулев [5], В.Г. Зинов [6], А.В. Пархоменко [7], а также таких зарубежных авторов как, П. Мартин, К. Тейт и Э. Деминг [8].

Вместе с тем остаются недостаточно изученными тенденции интеграции менеджмента ОИС и промышленного менеджмента предприятия как единой целостной системы по управлению инновационными проектами.

Понятие «ресурс» в методологии управления проектами трактуется широко: это все, чем располагает проект, в том числе трудовые, финансовые и материально-технические ресурсы. Однако нематериальные ресурсы остаются неучтенными. Это объясняется тем, что многие руководители предприятий недостаточно осознают возможность получения прибыли от введения ОИС в хозяйственный оборот, а также отсутствием методов учета ОИС при расчете затрат на проект.

Цели и задачи исследования. Целью исследования является разработка метода оценки эффективности инновационных проектов, позволяющих

учесть нематериальные активы, влияющие на стоимость ИП. Для устранения существующего пробела в теории и практике выполнения ИП автором разработан метод оценки эффективности проекта на основе ОИС, используемых при его выполнении. Кроме того, разработана концепция по управлению ресурсами ИП, в частности затратами, с учетом возможной прибыли от использования ОИС и затрат, связанных с их созданием. Задачей исследования также является изучение влияния ОИС на жизненный цикл АТ.

1. Влияния ОИС на жизненный цикл АТ

Эффективное использование транспортных самолетов (далее ТС) невозможно без тщательной проработки всех вопросов, связанных с распределением прав на научно-техническую документацию и ОИС, лежащих в ее основе. Для правильной технической эксплуатации ТС необходимо заниматься оформлением прав на ОИС задолго до того, как ТС нового типа поступит в эксплуатирующие организации. Жизненный цикл ТС от начала их проектирования и до списания разбит условно на этапы.

Начальным этапом является период проектирования и изготовления ТС [4]. Он занимает 5...8 лет. Именно на этом этапе целесообразно проведение патентных исследований и патентование ОИС. Основное проектирование занимает 2...3 года, но на протяжении всего времени, когда АТ выпускается серийно, в ее конструкцию вносятся изменения и усовершенствования. Поэтому проектирование следует рассматривать вместе с производством как начальный этап жизни ТС, когда создаются ОИС. Затраты на создание ОИС на этом этапе отражаются на стоимости ТС, которую удобно принимать за базовую единицу затрат на АТ.

Второй этап жизненного цикла ТС - его испытания. Сначала они проводились для подтверждения заданных технических характеристик ТС. Тем не

менее, со временем в задачу испытаний стали включаться и оценки эксплуатационных качеств АТ, и доведение ее конструкции. На этом этапе возможно патентование технологических ОИС, касающихся усовершенствования процесса производства ТС. Общая продолжительность испытаний современных самолетов 2...5 лет. Затраты на испытание ТС теперь почти равны затратам на первом этапе жизненного цикла ТС.

Самым продолжительным является этап жизни ТС в эксплуатации. Он занимает в среднем около 30 лет, хотя некоторые изделия АТ эксплуатируются вдвое дольше. Это время, когда ТС используется по назначению в эксплуатирующих предприятиях либо находятся на авиаремонтных предприятиях, либо в специализированных центрах технического обслуживания для восстановления своих свойств. На этом этапе происходит передача прав на ОИС, например по лицензии. Это дает возможность компенсировать затраты на патентование ОИС.

Решение об окончании жизненного цикла, т.е. списании ТС, может быть принято по причине его морального старения, но зачастую это вызвано нецелесообразностью слишком больших затрат на восстановление его свойств. На этом этапе начинается процесс по созданию новых ОИС, которые позволят создать более совершенную АТ.

2. Формализация ОИС в ИП

Интеллектуальная собственность как объект оценки – исключительное право физического или юридического лица на результаты интеллектуальной деятельности и приравненные к ним средства индивидуализации юридического лица, индивидуализации продукции, выполняемых работ или услуг (фирменное наименование, товарный знак, знак обслуживания и т.п.) [5 – 7].

Виды ОИС, влияющие на ресурсы ИП, представлены на рис. 2.

Нас интересуют только те ОИС, которые формируют стоимость ИП, то есть имеющие отношение к научно-технической и производственной сферам:

- промышленная собственность: изобретения, полезные модели, промышленные образцы, торговые марки, право на пресечение недобросовестной конкуренции;
- права на производственные секреты: ноу-хау и коммерческая тайна;
- объекты авторского права: результаты НИОКР, компьютерные программы, базы данных, топологии интегральных микросхем, научные труды.

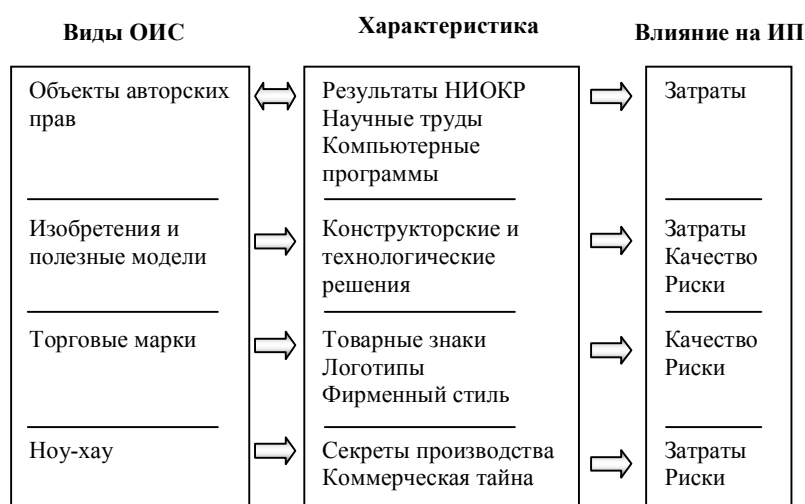


Рис. 2. Формализация ОИС в инновационном проекте

В составе нематериальных активов учитывается также гудвил – деловая репутация организации (разница между рыночной стоимостью предприятия и стоимостью его основных фондов). Гудвил как нематериальный актив принимается на баланс только в момент смены владельца предприятия.

Поскольку с точки зрения ИП наибольшее влияние на затраты имеет такой ОИС, как изобретение, далее эти два понятия будем считать тождественными. Изобретением является такая новая идея, которая решает определенную техническую проблему.

Это может быть продукт или процесс. Для того чтобы какой-либо объект мог быть “патентоспособным”, требуется, чтобы он был новым в том смысле, что он не был опубликован или публично использован; он должен быть неочевидным для специалиста в данной области, то есть не следовать из уровня техники.

3. Методы оценки затрат на инновационный проект с учетом ОИС

Руководствуясь вышеприведенным, оценку интеллектуальной собственности можно обозначить как процесс установления прибыли (в денежном выражении) от использования ОИС в ходе выполнения ИП.

На сегодня уже существуют методики по оценке стоимости патентов, секретов производства, технологий и других объектов интеллектуальной собственности. В то же время оценить стоимость проекта с учетом ОИС достаточно сложно. Проблемы могут возникать в связи с недостатком информации о наличии прав третьих лиц на аналогичные ОИС при прогнозировании конкурентоспособности ИП и моделировании его жизненного цикла.

Использование результатов проведенной оценки интеллектуальной собственности в составе ИП позволит предприятию получить дополнительные нематериальные ресурсы без отвлечения денежных средств и обеспечить доступ к банковским кредитам и инвестициям (интеллектуальную собственность можно использовать наравне с другим имуществом предприятия в качестве объекта залога при получении кредитов).

В то же время грамотное оформление договорных отношений между авторами ОИС и патентовладельцами позволит избежать возможных проблем при передаче прав на использование ОИС в виде лицензии от заказчика к исполнителю ИП.

Кроме того, получение официальных охранных документов на ОИС обеспечивает контроль над долей рынка и возможность законного преследования недобросовестных конкурентов и “пиратов” (нару-

шителей исключительных прав на ОИС) [7].

Работа по оценке ИП с учетом ОИС производилась в такой последовательности.

На первом этапе осуществляется экспертиза ОИС. Ведется выявление ОИС, используемых в проекте, а также устанавливается факт их использования.

На втором этапе проводится экспертиза охранных документов (патентов и свидетельств) с точки зрения патентной чистоты будущего продукта – объекта ИП.

Проверка охранных документов проводится также по срокам действия. Если срок действия патента на изобретение – 20 лет – прошел, то оно может беспрепятственно использоваться без разрешения владельца патента.

Отметим, что при оценке ОИС оцениваются только имущественные права.

На третьем этапе необходимо проверить государственную регистрацию лицензионного договора и договора переуступки, без которой такой договор является недействительным.

На стоимость ОИС как части ИП влияет множество самых разнообразных факторов. Количественное определение уровня коммерческого использования ОИС, находящегося на той или иной стадии разработки, промышленного освоения или использования, – трудоемкий процесс, в котором задействованы несколько служб предприятия, как технических, так и экономических. Как свидетельствует статистика, из 100 охраняемых объектов промышленной собственности лишь 6 при их коммерческом использовании действительно приносят прибыль и компенсируют затраты на их разработку. Остальные ОИС – убыточные [6].

4. Разработка метода учета ОИС в процессе оценки эффективности ИП

На первом этапе разработки метода необходимо оценить коммерческую значимость ОИС как части оценки эффективности ИП. Для оценки ИП следу-

ет определить, в том числе, коммерческую значимость изобретения – объекта ИП как товара, например, в случае необходимости покупки или продажи лицензии у владельца патента – лицензиара. Это позволит учесть не только влияние изобретения на технический уровень продукции и прибыль от её реализации, но и степень готовности к использованию или степень его работоспособности [7].

Ранжирование изобретений выполняется по степени готовности к использованию и по соответствующей каждому рангу значения вероятности коммерческого успеха изобретений.

С учётом изложенного оценка коммерческой значимости изобретения

$$P_{ком} = \frac{(1 + \sum K_i) \frac{B_y^{он}}{B_y^{об}}}{\frac{З_{он}}{З_{бо}}}, \quad (1)$$

где K_i – алгебраическая сумма коэффициентов весо-мости показателей продукции, изменяемых (улучшаемых или ухудшаемых) при использовании изобретения взамен базового образца; $З_{он}$ – затраты на производство продукции с использованием оцениваемого изобретения; $З_{бо}$ – затраты на производство продукции с использованием базового образца; $B_y^{он}$ – вероятность коммерческого успеха оцениваемого изобретения (ОПС); $B_y^{бо}$ – вероятность коммерческого успеха базового образца.

На следующем этапе разработки метода определим эффективность ИП как возможную прибыль Лицензиара, получаемую от использования ОИС. Традиционно к участникам проекта относятся Заказчик, Инвестор, Проектировщик и Подрядчик. В современных рыночных условиях, когда требования к качеству проектов все возрастают, к этому перечню добавился Лицензиар – обладатель прав на ОИС, являющийся объектом ИП. Прибыль, полученная от использования ОИС, как правило, определяется путём сравнения результатов деятельности предприятия до и после его использования. Продолжитель-

ность расчётного периода – периода использования объекта интеллектуальной собственности – определяется условиями лицензионного договора и сроком ИП.

Прибыль от реализации продукции – это разница между выручкой от реализации продукции в действующих ценах без налога на добавленную стоимость и расходами на реализацию ИП:

$$\Pi = Д - В, \quad (2)$$

где $Д$ – доход от реализации продукции, работ, услуг без НДС; $В$ – расходы предприятия на изготовление и реализацию продукции.

Далее оценим стоимость инновационного проекта через коэффициент долевого участия ОИС в ИП.

При выполнении ИП может использоваться как один объект интеллектуальной собственности, так и несколько.

В этом случае базовая формула такова:

$$\Pi_{ои} = \Pi_{общ} \cdot K_{\partial y}. \quad (3)$$

Здесь $\Pi_{ои}$ – прибыль, которая приходится на оцениваемое изобретение, $\Pi_{общ}$ – прибыль, получаемая предприятием в результате реализации продукции, которая создается с использованием данного изобретения; $K_{\partial y}$ – коэффициент долевого участия оцениваемого ОИС в ИП:

$$K_{\partial y} = K'_1 \cdot K'_3 \cdot K'_4, \quad (4)$$

где K'_1 – коэффициент достижения результата; K'_3 – коэффициент сложности решенной технической задачи; K'_4 – коэффициент новизны.

Во втором варианте базовые формулы такие:

$$\Pi_{ои} = \Pi_{всех ОИС} \cdot K_{\partial y, ОИС}; \quad (5)$$

$$\Pi_{всех ОИС} = \Pi_{общ} \cdot K_{\partial y, всех ОИС}; \quad (6)$$

$$K_{\partial y, всех ОИС} = K'_{1\max} \cdot K'_{3\max} \cdot K'_{4\max}. \quad (7)$$

Выбираем максимальные значения данных коэффициентов среди коэффициентов всех оцениваемых объектов интеллектуальной собственности:

$$K_{\text{доц}} = \frac{K'_{1 \text{ оц. ОИС}} \cdot K'_{3 \text{ оц. ОИС}} \cdot K'_{4 \text{ оц. ОИС}}}{(K'_{1 \text{ оц. ОИС}} \cdot K'_{3 \text{ оц. ОИС}} \cdot K'_{4 \text{ оц. ОИС}} + \dots + K'_{4 \text{ оц. ОИС}})} \cdot \frac{K'_{4 \text{ оц. ОИС}}}{K'_{1 \text{ оц. ОИС}} \cdot K'_{3 \text{ оц. ОИС}} \cdot K'_{4 \text{ оц. ОИС}}} \quad (8)$$

На прединвестиционном этапе выполнения ИП важнейшее значение имеет экспертная проверка перспективности проекта. Для оценки перспективности проекта разработан перечень критериев проекта с учетом ОИС.

Чтобы новый продукт, объект инновационного проекта, удовлетворял требованиям Заказчика относительно качества, установленным согласно техническому заданию, необходимо провести экспертную оценку эффективности проекта по степени научно-технической значимости ОИС.

Заключение

Существующие методы оценки эффективности инновационных проектов не позволяют учесть нематериальные активы, влияющие на стоимость ИП. Для устранения этого пробела в теории и практике выполнения ИП автором разработан метод оценки эффективности проекта на основе ОИС, используемых при его выполнении.

На первом этапе оценивают коммерческую значимость ОИС и степень его влияния на стоимость инновационного проекта. Далее определяют эффективность от реализации ИП как возможную прибыль при выдаче лицензии заказчиком исполнителю проекта. И, в конечном итоге, определяют эффективность проекта по степени долевого участия ОИС в проекте.

Учет ОИС при подготовке инновационного проекта позволит избежать потери вложенных средств и повысить прибыль от его реализации.

Литература

1. Государственная комплексная программа развития авиастроительной промышленности до 2010 года, утв. Постановлением КМУ № 1665-25 от 12.12.2001).
2. Государственная программа прогнозирования научно-технического развития на 2004-2006 года, Постановление ВР № 1086 от 25.08.04.
3. Государственная программа мероприятий по завершению вступления Украины во Всемирную торговую организацию. Указ Президента № 104/2002 от 05.02.2002.
4. Кривов Г.А., Матвиенко В.А., Резников В.А. Система управления качеством производства авиационной техники. – К.: Техника, 2004. – 272 с.
5. Цыбулев П.Н. Маркетинг интеллектуальной собственности. – К.: Ин-т интел. собств. и права, 2004. – 184 с.
6. Зинов В.Г. Управление интеллектуальной собственностью в Оксфордском университете // ст. Интеллектуальные ресурсы. Интеллектуальная собственность. Интеллектуальный капитал; Сост. и общ. ред. В.Г. Зинов. – М.: АНХ, 2001. – С. 27-58.
7. Цибульов П.М., Пирятинська С.Ф., Дмитрієва О.С., Пархоменко О.В. Можливості аналізу та прогнозування розвитку ринків на основі патентної інформації // Стратегічна панорама. – 2002. – № 2. – С. 165-171.
8. Мартин П., Тейт К. Управление проектами: Карманный справочник для проектных команд: Пер. с англ. – К.: КПК «Системы», 2005. – 192 с.

Поступила в редакцию 31.05.2007

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

УДК 629.7

А.И. ПОПОВ, С.В. ТЫНЫНА

ИТМ НАН и НКА Украины, Украина

ПРИМЕНЕНИЕ ПЭВМ ПРИ ОБРАБОТКЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Рассмотрен разработанный авторами программный комплекс обработки результатов полного многофакторного эксперимента, позволяющий проводить обработку данных экспериментов с числом варьируемых факторов от 2 до 6 включительно. Рассмотрена структура и принцип работы программного комплекса.

линейная модель, активный эксперимент, полный многофакторный эксперимент, процедура

Ускорение научно-технического прогресса требует повышения эффективности творческого труда ученых, инженеров-исследователей, разработчиков и эксплуатационников. В современных условиях особенно актуальна задача повышения производительности труда в экспериментальных исследованиях, так как они широко применяются на всех стадиях разработки, производства и эксплуатации различных технических объектов, в частности, объектов авиационной и ракетно-космической отрасли, средств автоматики, электронно-измерительной техники, телемеханики. При создании любого объекта основные затраты приходится на настройку, снятие характеристик и испытания и устранение недостатков изделия. При этом не редко используется малоэффективный традиционный метод однофакторного эксперимента.

Чтобы повысить производительность труда и его эффективность в данной области специалисты должны знать основы математической теории эксперимента и уметь применять и при его проведении. Такую возможность предоставляет теория активного эксперимента. Простым примером этих слов может служить процесс взвешивания нескольких, к примеру, трех объектов A, B, C [1]. Традиционно исследователь стал бы взвешивать объекты по схеме, представленной в табл. 1. Сначала он делает холостое взвешивание, определяет нулевую точку весов, затем по очереди взвешивает каждый из объектов. Это пример традиционного однофакторного эксперимента. Здесь исследователь изучает влияние каждого фактора в отдельности.

Таблица 1
Традиционная схема взвешивания

№ опыта	A	B	C	Результат взвешивания
1	-1	-1	-1	Y_0
2	+1	-1	-1	Y_1
3	-1	+1	-1	Y_2
4	-1	-1	+1	Y_3

$+1$ – объект положен на весы;

-1 – отсутствие объекта на весах.

Вес каждого объекта определяется по результатам только двух опытов: холостого взвешивания и того, где на весы положен взвешиваемый объект. Поэтому веса объектов A, B и C равны

$$A = Y_1 - Y_0; \quad B = Y_2 - Y_0; \quad C = Y_3 - Y_0, \quad (1)$$

откуда дисперсия результатов взвешивания

$$\sigma^2\{A\} = \sigma^2\{Y_1 - Y_0\} = 2\sigma^2\{Y\} = \sigma^2\{B\} = \sigma^2\{C\}, \quad (2)$$

где $\sigma^2\{Y\}$ – ошибка взвешивания.

Проведем эксперимент по иной схеме, задаваемой матрицей планирования, приведенной в табл. 2.

Таблица 2
Схема взвешивания при МФЭ

№ опыта	A	B	C	Результат взвешивания
1	-1	-1	+1	Y_1
2	+1	-1	-1	Y_2
3	-1	+1	-1	Y_3
4	+1	+1	+1	Y_4

Здесь в первых трех опытах производят последовательное взвешивание объектов A, B и C , а в последнем опыте взвешиваются все три объекта вместе – холостое взвешивание не производится:

$$A = (-y_1 + y_2 - y_3 + y_4)/2; B = (-y_1 - y_2 + y_3 + y_4)/2;$$

$$C = (+y_1 - y_2 - y_3 + y_4)/2.$$

Здесь числитель получен умножением элементов последнего столбца табл. 2 на элементы столбцов А, В, С. Видно, что при вычислении, например, веса объекта А он входит в числитель два раза, поэтому в знаменателе формулы стоит число 2. Следовательно, вес объекта А, вычисленный по этой формуле, оказывается неискаженным весами объектов В и С, так как вес каждого из них входит в формулу для веса А дважды и с разными знаками.

Найдем дисперсию, связанную с ошибкой взвешивания при новой постановке эксперимента:

$$\sigma^2\{A\} = \sigma^2\{(-y_1 + y_2 - y_3 + y_4)/2\} = \sigma^2\{y\}. \quad (3)$$

Аналогичным образом находим

$$\sigma^2\{B\} = \sigma^2\{C\} = \sigma^2\{y\}. \quad (4)$$

Видно, что при новой схеме взвешивания дисперсия получается вдвое меньше, чем при традиционном методе взвешивания, хотя в обоих случаях выполнялись по четыре опыта. При традиционном взвешивании мы должны будем все четыре опыта повторить еще раз, чтобы получить результат той же точностью, как и во втором опыте. То есть, во втором случае эксперимент был поставлен так, что каждый вес вычисляется уже по результатам всех четырех опытов, отсюда и удвоение точности, а значит экономия времени и средств. Такой вид эксперимента называется *активным* [2]. Активный эксперимент может быть одно- и многофакторным (МФЭ), при числе факторов не меньше 2.

Как видно из приведенного примера, использование методов активного эксперимента даже такой простой задачи как взвешивание хоть и требует меньшего времени для достижения желаемого результата, однако, и требует проведения более сложных расчетов, особенно когда исследуется сложное устройство или процесс.

Когда исследуется влияние нескольких факторов (≥ 2) и определяется несколько выходных параметров (функций отклика), в этом случае уже необходимо применение ПЭВМ со специально разработанными программными комплексами [3]. Примером

такого программного комплекса может служить программный комплекс «Эксперимент», разработанный авторами статьи. Выполнение расчетов с его применением значительно снижает время их обработки результатов эксперимента и избавляет от большого числа монотонных и утомительных операций.

Предлагаемая программа предназначена для математической обработки результатов полного многофакторного эксперимента с числом исследуемых (независимых) факторов в диапазоне от 2 до 6.

Структура и порядок работы программного комплекса. Программа написана в среде Pascal for Windows [4], структурно она реализована поблочно, логическая схема ее работы представлена на рис. 1.

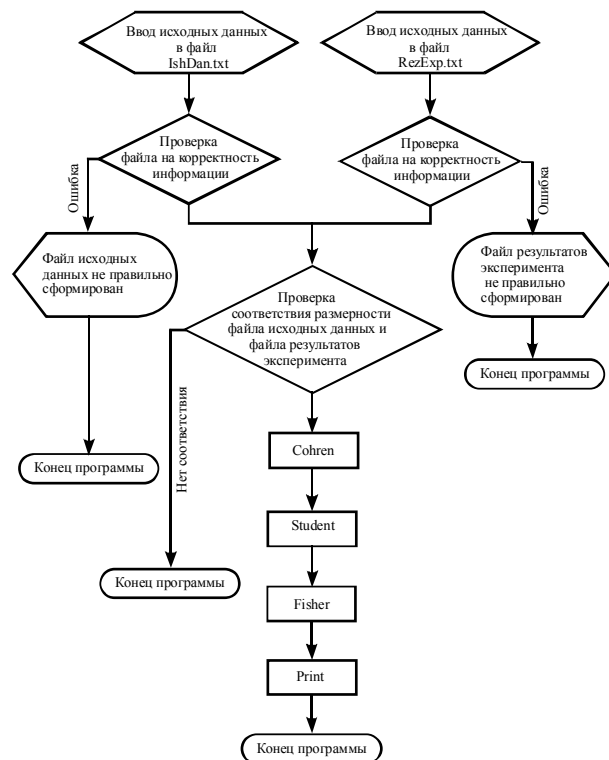


Рис. 1. Логическая схема работы программного комплекса «Эксперимент»

Конечным результатом работы программы является нахождение численных значений коэффициентов уравнения функции отклика линейной модели вида

$$y = b_0 + b_1x_1 + \dots + b_kx_k \quad (5)$$

либо коэффициентов неполной квадратичной модели

$$y = b_0 + b_1x_1 + \dots + b_kx_k + b_{12}x_1x_2 + \dots + b_{k-1,k}x_{k-1}x_k + b_{123}x_1x_2x_3 + \dots, \quad (6)$$

которые находятся в процессе работы программы и сохраняются отдельным текстовым файлом после ее

Адекватность модели определяется сравнением табличного – F_t и расчетного – F_{rs} значений критерия Фишера. Адекватность считается доказанной если выполняется соотношение: $F_t > F_{rs}$. Табличное значение критерия определяется по вышеуказанной таблице на пересечении строки и столбца. Номер строки равен большей дисперсии:

$$f_2 = N \cdot (m - 1). \quad (10)$$

Номер столбца равен меньшей дисперсии:

$$f_1 = N - k - 1. \quad (11)$$

Поскольку текущее значение дисперсий не равно точно указанным в столбцах и строках, то вычисление фактического табличного значения производилось методом линейной интерполяции строк и столбцов.

Fizica – процедура перевода относительных (безразмерных) коэффициентов в размерные – физические. Все вышеперечисленные операции программой прodelываются над безразмерными (кодированными) переменными. В конечном итоге получаем уравнение отклика, в котором коэффициенты представлены в безразмерном виде. Полученные коэффициенты позволяют определить степень влияния изменения того или иного фактора, а также их комбинаций на изменение функции отклика. Однако выражение исследуемых переменных в безразмерной форме не дают представления об их абсолютных (размерных) значениях. Поэтому целесообразно в функции отклика перейти к размерным (физическим) значениям параметров. При этом функция отклика из вида (5) переходит в вид:

– для линейной модели:

$$y_{lin} = b_0 + b_1 \cdot (x_1 - a_1) + b_2 \cdot (x_2 - a_2) + b_3 \cdot (x_3 - a_3) + b_4 \cdot (x_4 - a_4) + b_5 \cdot (x_5 - a_5) + b_6 \cdot (x_6 - a_6); \quad (12)$$

– для нелинейной модели:

$$y = y_{lin} + b_{12} \cdot (x_1 - a_1) \cdot (x_2 - a_2) + b_{13} \cdot (x_1 - a_1) \cdot (x_3 - a_3) + \dots + b_{234} \cdot (x_2 - a_2) \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_4 - a_4) + b_{235} \cdot (x_2 - a_2) \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_5 - a_5) + \dots + b_{356} \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_5 - a_5) \cdot (x_6 - a_6) + \dots \quad (13)$$

$$+ b_{456} \cdot (x_4 - a_4) \cdot (x_5 - a_5) \cdot (x_6 - a_6) + b_{1234} \cdot (x_1 - a_1) \cdot (x_2 - a_2) \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_4 - a_4) + \dots + b_{3456} \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_4 - a_4) \cdot (x_5 - a_5) \cdot (x_6 - a_6) + \dots + b_{12345} \cdot (x_1 - a_1) \cdot (x_2 - a_2) \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_4 - a_4) \cdot (x_5 - a_5) + \dots + b_{23456} \cdot (x_2 - a_2) \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_4 - a_4) \cdot (x_5 - a_5) \cdot (x_6 - a_6) + b_{123456} \cdot (x_1 - a_1) \cdot (x_2 - a_2) \cdot (x_3 - a_3) \cdot (x_4 - a_4) \cdot (x_5 - a_5) \cdot (x_6 - a_6).$$

Процедура вычисляет все коэффициенты a_i и b_i и через процедуру печати выводится в файл конечных результатов.

Для упрощения выдачи результатов приняты условия для индексов коэффициентов: порядковый номер фактора соответствует порядковому его номеру в файле исходных данных – IshDan.txt; индекс i коэффициентов a_i равен порядковому номеру того фактора, с которым он связан в скобке $(x_i - a_i)$; индекс коэффициентов b_{ijklmn} является составным и соответствует комбинациям перемножаемых скобок $(x_i - a_i) \cdot (x_j - a_j) \cdot \dots \cdot (x_n - a_n)$.

Расчеты, проведенные с применением программного комплекса, позволили более в два раза снизить время обработки результатов экспериментов и примерно во столько же повысить точность их обработки.

Литература

1. Налимов В.В., Чернова Н.А. Статистические методы планирования экстремальных экспериментов. – М.: Наука, 1965. – 340 с.
2. Налимов В.В., Голикова Т.И. Логические основания планирования эксперимента. – М.: Наука, 1976. – 128 с.
3. Егоров А.Е., Назаров Г.Н., Коваль А.В. Исследование устройств и схем автоматики методом планирования эксперимента. – Х.: ХГУ, 1996. – 275 с.
4. Культин Н. Программирование в Turbo Pascal 7.0 и Delphi. – С.-Пб.: БХВ-Петербург, 2004. – 408 с.

Поступила в редакцию 24.05.2007

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

УДК 629.735.083

А.Г. КУЧЕР, МУСТАФА А.С. МУСТАФА

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

ЛОГИСТИКА СНАБЖЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕРА ЗАКАЗА КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Рассмотрены вопросы снабжения авиакомпаний комплектующими изделиями авиационной техники (АТ) на основе построения логистических систем с целью оптимизации размера заказа.

логистика снабжения, оптимальный размер заказа, комплектующее изделие

Введение

Одной из важнейших сторон функционирования системы технической эксплуатации (ТЭ) АТ является регулярное снабжение в необходимом количестве авиационно-технического имущества (комплектующих изделий, запасных частей, расходных материалов и т.п.). Отсутствие необходимых запасов ведет к увеличению простоев ВС на ТОиР, прямым экономическим потерям из-за задержек и отмен рейсов, снижает престиж и конкурентоспособность авиакомпании.

Логистика снабжения, оптимальный размер заказа

Логистика снабжения – это деятельность по доведению продукции до потребителей, включающая в себя закупку, доставку, приемку, хранение, подготовку к дальнейшей использованию.

Общая, цель логистики снабжения – обеспечение процессов потребления сырьем, материалами и товарами соответствующего качества и в необходимом объеме, в нужное время и в нужном месте от надежного поставщика, с высоким уровнем сервиса и по выгодной цене. Цель логистических операций конкретной фирмы должна формулироваться на основе общей цели логистики снабжения, но в рамках корпоративной и логистической стратегии фирмы. Подцелями общей цели логистики снабжения являются:

- бесперебойное обеспечение процесса потребления сырьем, материалами и готовой продукцией;

- повышение качества закупаемого сырья, материалов и готовой продукции;
- повышение качества процесса снабжения;
- поиск и развитие долгосрочных связей с компетентными и надежными поставщиками;
- повышение уровня стандартизации закупаемых товарно-материальных ценностей;
- снижение общих издержек на процесс снабжения;
- снижение административных расходов службы снабжения;
- развитие координации, интеграции и гармонизации отношений с другими подразделениями фирмы;
- повышение конкурентоспособности фирмы.

Управление логистикой снабжения

Основной целью управления логистикой снабжения является своевременное, надежное и качественное обеспечение обслуживаемых процессов потребления с минимальными общими затратами. Логистический менеджмент снабжения предполагает координацию, контроль взаимодействия функциональных подразделений организации, потребляющих и обслуживающих входной материальный поток (наиболее важными являются производственные и финансовые подразделения) с целью сокращения общих издержек, связанных со снабжением. Состав функций логистического менеджмента снабжения, их приоритетность определяются выбранной логи-

стической стратегией и микрологистической концепцией, которая используется в организации. Так как издержки на осуществление закупок зависят от большого числа факторов и ограничений, то решение основной задачи логистического менеджмента – сокращение общих издержек на закупки при обеспечении заданного качества и количества материальных ресурсов, выполнении временных условий – носит оптимизационный характер. В целом управление логистикой снабжения призвано реализовать стратегию закупок, которая вырабатывается исходя из анализа рынка поставщиков, используемой микрологистической концепции, общей логистической и корпоративной стратегии.

Логистическое управление снабжением должно использовать новые прогрессивные методы и компьютерные информационные технологии, что позволит снизить затраты на управление снабжением – одну из основных составляющих общих затрат на обеспечение организации материальными ресурсами. Одним из подходов, позволяющих значительно повысить эффективность управления снабжением, является управление процессами и использование команд.

Функция снабжения в авиакомпании

В соответствии с концепцией логистики в процессе обеспечения авиакомпании предметами труда должны иметь место мероприятия по реализации системного подхода к управлению материальными потоками в пределах самой службы снабжения.

На рис. 1 приводится схема снабжения, которая предполагает сосредоточение всех функций снабжения авиакомпании в одних руках, например, в отделе материально-технического снабжения. Такая структура создает широкие возможности логистической оптимизации материального потока на стадии закупок предметов труда.

Оптимальный размер заказа

Оптимальный размер заказа – такое количество товара, при котором стоимость получения и хранения единицы товара является (с учетом всех факторов) минимальной. Это не значит, что цена за единицу товара должна быть самой низкой. Чтобы должным образом определить оптимальный размер заказа, необходимо рассчитать все связанные с ним затраты. Они могут быть подразделены на две группы.

Затраты на заказы или затраты на восстановление запасов связаны с приобретением запасов и возникают каждый раз, когда восполняются запасы – это расходы на закупку каждой партии, включающие затраты на контроль наличия, подготовку заказа, высылку заказа, получение товара, проверку количества и качества, раскладку по местам хранения, проверку документов, подготовку рекламаций, постановку на учет, бухгалтерские проводки.

Затраты на содержание запасов включают проценты на средства, вложенные в запасы; налоги; страхование; потери от старения, износа и порчи; расходы по складированию и хранению.

Затраты (I) на содержание запасов в определенный период складываются из следующих элементов:

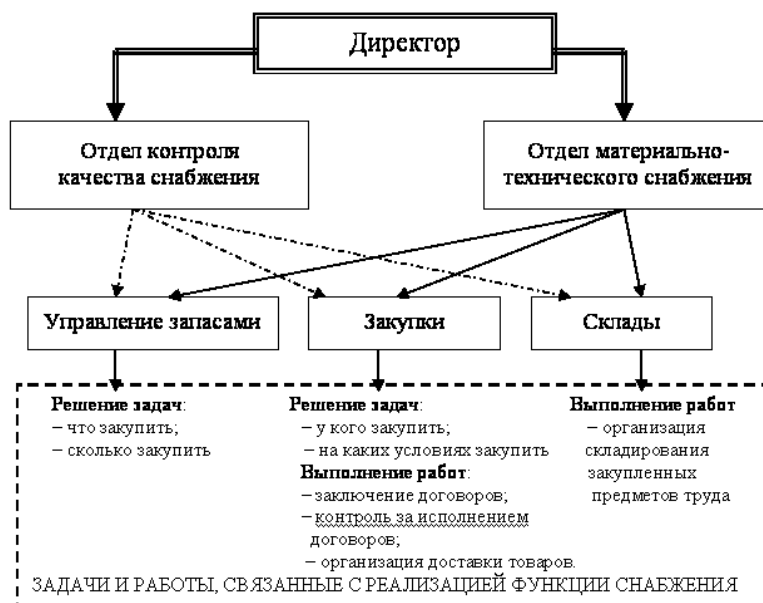


Рис. 1. Реализация функции снабжения в процессе работы одного подразделения

1) суммарная стоимость подачи заказов (стоимость форм документации, затраты на разработку условий поставки, на каталоги на контроль исполнения заказа и др.) и его доставку (стоимость всех работ связанных с перевозкой запасных изделий и транспорта);

2) цена заказываемого комплектующего изделия;

3) стоимость хранения запаса.

Уровень суммарных издержек графически представлен на рис. 2.

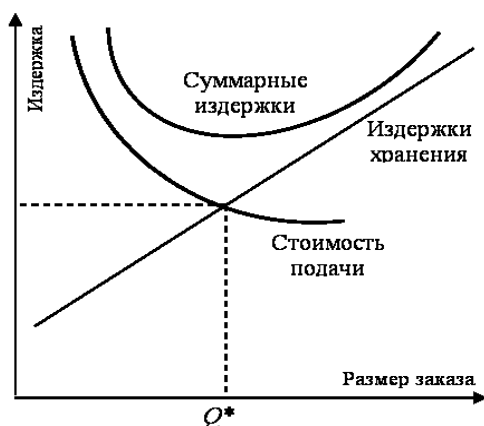


Рис. 2. Суммарные издержки на подачу заказа и хранение запаса

На рис. 3 представлено как уровни запаса меняются со временем.

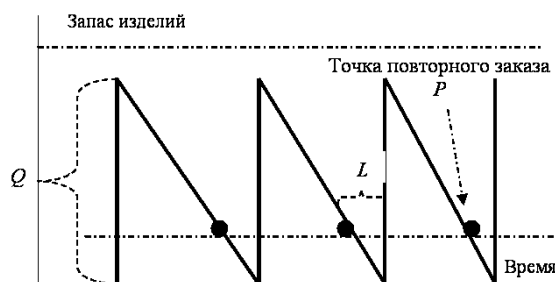


Рис. 3. Изменение уровней запаса во времени

Математически можно представить затраты в следующем виде:

$$\Gamma = AS/Q + SC + ZQ/2, \quad (1)$$

где C – цена единицы заказываемого комплектующего изделия; Z – затраты на содержание единицы запаса, \$./шт.; Q – размер заказа, шт.; S – потребность в товарно-материальных ценностях за определенный период, шт.; A – стоимость подачи одного заказа, \$.

Величину затрат необходимо минимизировать:

$$\Gamma \rightarrow \min.$$

Дифференцирование по Q дает формулу расчета оптимального размера заказа (формулу Вильсона):

$$Q^* = \sqrt{\frac{2AS}{Z}}, \quad (2)$$

где Q^* – оптимальный размер заказа, шт.;

Точка повторного заказа:

$$P = LS/N, \quad (3)$$

где P – точка повторного заказа; N – число рабочих дней в периоде; L – срок получения заказа.

Интервал времени между заказами:

$$T = N \cdot Q^*/S, \quad (4)$$

где T – интервал времени между заказами, дни.

Как показывают практические расчеты при оптимальных объемах партий и периодичности заказов затраты на заказы примерно равны расходам на хранение.

Когда уровень запаса падает до необходимости повторного заказа, то осуществляется заказ в объеме фиксированного экономичного заказа (Q), который поступает в течение срока (L). "Доказывание" и отсутствие запаса запрещены.

Предположим, что в плановом году по данным учета затрат известно, что стоимость подачи одного заказа составляет \$2000, годовая потребность в 3 комплектующем изделии – 15, 12, 10 шт., цена единицы комплектующего изделия – \$5000, 7000, 6000 заказ поступает в течение 30 дней, число рабочих дней в периоде – 360 дней, стоимость содержания комплектующего изделия, на складе равна 20% его цены. Определить оптимальный размер заказа на комплектующее изделие.

При решении, используя формулу (2), определяем оптимальный размер заказа (в шт.) по имеющимся исходным данным:

$$Q_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot 2000 \cdot 15}{0,2 \cdot 5000}} = 7,745; \quad Q_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot 2000 \cdot 12}{0,2 \cdot 7000}} = 5,85;$$

$$Q_3 = \sqrt{\frac{2 \cdot 2000 \cdot 10}{0,2 \cdot 6000}} = 5,77.$$

Во избежание дефицита комплектующего изделия можно округлить оптимальный размер заказа в большую сторону. Таким образом, оптимальный размер заказа на комплектующее изделие составляет 8, 6, 6 шт.

Точка повторного заказа P :

$P_1 = 30 \cdot 15 / 360 = 1,25$ (шт) можно округлить до 2(шт);

$P_2 = 30 \cdot 12 / 360 = 1$ (шт);

$P_3 = 30 \cdot 10 / 360 = 0,83$ (шт) можно округлить до 1(шт).

Интервал времени между заказами:

$T_1 = 360 \cdot 8 / 15 = 192$ (дней);

$T_2 = 360 \cdot 6 / 12 = 180$ (дней);

$T_3 = 360 \cdot 6 / 10 = 216$ (дней).

Эта модель предполагает заказ комплектующего изделия (№ 1) – 8 изделий при том, что уровень запаса падает до 2 изделий и интервал времени между заказами – 192 дня; и комплектующего изделия (№ 2) – 6 изделий при том, что уровень запаса падает до 1 изделий и интервал времени между заказами – 180 дней; и комплектующего изделия (№ 3) – 6 изделий при том, что уровень запаса падает до 1 изделий и интервал времени между заказами – 216 дней.

(От одного поставщика $T^* = 180$.)

Если продукция поставляется от одного изготовителя или географического места (города) поставки то функционал (1) можно представить в виде

$$D + \sum_{i=1}^n A_i \frac{S_i}{Q_i} + \sum_{i=1}^n S_i C_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n Z_i Q_i \rightarrow \min, \quad (5)$$

где A – стоимость оформления заказа на i -й вид продукции; D – стоимость доставки одного комплекта заказа

Оптимизация функционала (5) осуществляется одним из численных методов минимизации функций многих переменных. При этом необходимо также учитывать различные интервалы времени между заказами отдельных видов продукции (4).

Из формул можно сделать некоторые частные выводы:

– при поставке дорогостоящей продукции расходы на поставку существенного изменения в общую стоимость не вносят, поэтому их запас определяется минимально необходимым количеством – формула (3);

– оптимальные объемы партий и периодичности заказов будут при равенстве затрат на заказы и расходов на хранение.

Выводы

Успех логического снабжения авиакомпаний авиационно-техническим имуществом зависит от:

– современных форм организации снабжения и методов МТС эксплуатации авиационной техники
– уменьшения стоимости авиационно-технического имущества за счет оптовой партии закупок, сокращения удельных расходов на их транспортировку и хранение, оптимизации запасов.

Литература

1. Гаджинский А.М. Логистика: Учебник для студентов высш. учебн. заведений. – М.: Издательско-торговая корпорация «Дашков и К°», 2006. – 432 с.
2. Логистика / Под ред. Б.А. Аникина. – М.: ИНФРА-М, 2005. – 368с .
3. Линдерс М.Р., Фирон Х.Е. Управление снабжением и запасами. Логистика: Пер. с англ. –С.-Пб.: Виктория плюс, 2002. – 768 с.
4. Орлов А.В. Управление процессами технического обслуживания авиационной техники: Тексты лекций. – К.: КИИГА, 1993. – 92 с.

Поступила в редакцию 28.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Дмитриев, Национальный авиационный университет, Киев.