

УДК 621.7.044

А.П. БРАГИН, В.Е. ЗАЙЦЕВ, С.А. ПОЛТАРУШНИКОВ

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

ВАРИАНТЫ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ РАЗГОНА СНАРЯДА В УСТАНОВКАХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ

Способ гидродинамической штамповки или, в более широкой трактовке – формообразования, основан на создании импульса давления в неуплотненной формующей жидкостной камере ударом по жидкости твердого тела – снаряда. Основопологающим принципом предлагаемой к рассмотрению альтернативной гаммы энергетических систем является воздействие на разгоняемый снаряд потоком жидкости, непрерывно сопровождающей его с ускорением и под давлением на всем пути его движения в стволе.

гидродинамическая штамповка, альтернативные системы энергоузлов

Введение

Способ гидродинамической штамповки (ГДШ) или, в более широкой трактовке – формообразования – основан на создании импульса давления в неуплотненной формующей жидкостной камере ударом по жидкости твердого тела – снаряда (рис. 1). При диапазоне скоростей $v_{сн} = 50 \dots 150$ м/с и более в формующей камере может быть создано давление порядка $q_{\phi} = 300$ МПа. При этом происходящее самоуплотнение зазоров позволяет обходиться без специальных уплотнительных элементов конструкции.

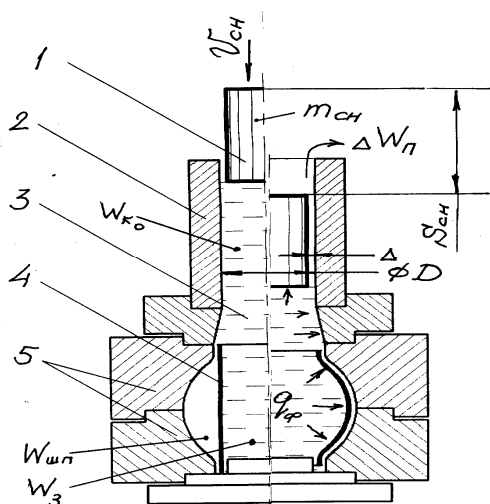


Рис. 1. Схема процесса ГДШ:

- 1 – снаряд; 2 – переходник ствола;
3 – передающая среда; 4 – заготовка;
5 – оснастка

1. Формулирование проблемы

Основная проблема состоит в обеспечении разгона снаряда до указанных скоростей. В установках, созданных до 1990 года, энергоносителем был порох, а системы разгона снаряда (энергоузлы) были аналогичны артиллерийским и содержали те же элементы: ствол, казенную часть с затвором, механизмами форсирования, перезарядки и постановки снаряда в патронник [1 – 3].

В настоящее время использование пороха в производственных условиях неприемлемо.

Поэтому в целях сохранения области технологий гидродинамической штамповки, показавших свои преимущества за 40 лет эксплуатации на ряде опытных и серийных предприятий авиационной промышленности, необходимо найти эффективные, альтернативные пороховым, решения по энергообеспечению исполнительного органа технологического узла.

2. Решение проблемы

Главным опорным моментом предлагаемого направления является пересмотр ранее реализованных принципов разгонных систем энергоузлов, базировавшихся на энергетике расширения сжатых газов горения пороха, топливо-воздушных и горючих га-

зовых смесей, давление которых воздействовало непосредственно на разгоняемое тело (снаряд) при перемещении его внутри ствола [4].

Основополагающим принципом предлагаемой к рассмотрению альтернативной гаммы энергетических систем является воздействие на разгоняемый снаряд *потоком жидкости*, непрерывно сопровождающей его с ускорением и под давлением на всем пути его движения в стволе.

Принципиально источниками энергии при разгоне снаряда могут быть (за исключением пороховых газов):

- сжатый воздух; испарение сжиженного газа;
- расширение перегретого пара;
- горение топливно- или газозоодушных смесей;
- химическое разложение энергоносителей с выделением газообразных продуктов (например, перекиси водорода);
- вакуумирование подснарядной полости;
- электромагнитные системы, в том числе линейные двигатели;
- магнитодинамические системы;
- гравитационные силы;
- энергия упругих механических систем;
- использование энергии гидравлического удара, созданного искусственно.

Согласно принятому основному принципу – *передаче энергии снаряду через жидкость* (передающую среду) – все перечисленные виды первичного энергетического воздействия (кроме электромагнитного) должны сначала создать в этой жидкости давление и с ускорением вытеснить ее из полости разгонной камеры в надснарядную полость ствола. Это действие реализуется посредством разделительного (или разгонного) поршня, отделяющего жидкостную разгонную камеру от полости, в которой происходит первичное энергетическое воздействие.

Сообщение снаряду необходимой динамики разгона осуществляется на основе явления гидравлической мультипликации скорости, которое заключа-

ется в изменении (увеличении) скорости потока жидкости при движении его в сужающемся канале. При этом, вследствие несжимаемости жидкости, через любое сечение канала в любой промежуток времени проходят одинаковые объемы жидкости, т.е. в фиксированный момент времени

$$v_{n_i} d_i^2 = \text{const}, \quad (1)$$

где v_{n_i} – скорость потока в i -м сечении канала;

d_i – диаметр канала в том же сечении.

Сущность описанных выше основных особенностей гидравлического привода разгона снаряда ясна из рис. 2. В основу разработки конструктивной схемы поставлена задача обеспечения наиболее эффективного разгона снаряда энергией расширяющегося сжатого воздуха и возможности регулирования при этом импульса давления в формирующей камере штампового блока, что позволит повысить экологическую безопасность процесса и улучшить качество штампуемых деталей.

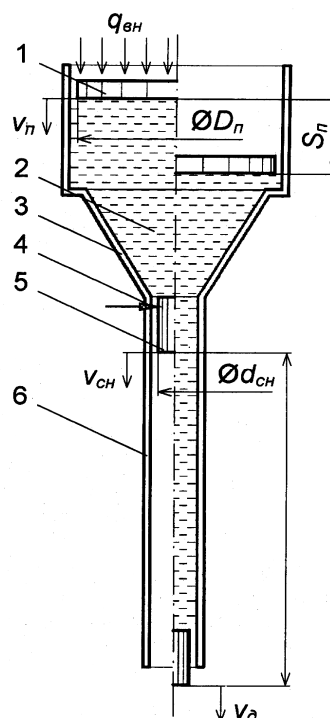


Рис. 2. Принципиальная схема гидравлической мультипликаторной камеры:
1 – промежуточный поршень; 2 – жидкая разгоняющая среда; 3 – камера мультипликатора скорости; 4 – форсирующая связь; 5 – снаряд; 6 – ствол

Для решения первой поставленной задачи жидкость, предназначенная для разгона снаряда, вытесняется в область ствола из цилиндрической камеры разделительным поршнем, на который действует давление сжатого газа, через коноидальный канал, который обеспечивает наименьшее сопротивление при истечении жидкости из цилиндрической камеры в ее выходное сечение, имеющее в несколько раз меньший диаметр. Начальное движение снаряду обеспечивают совместно с охватывающей его обоймой, с которой он связан захватами, рассчитанными на определенное усилие срыва.

Этот этап разгона завершается при внезапном упоре обоймы в площадку верхней проточки ствола; к этому моменту остальная движущаяся масса – разделительный поршень, жидкость и снаряд приобретают некоторую скорость и накапливают кинетическую энергию. При этом динамика перемещения блока снаряд-обойма может регулироваться в широких пределах задаваемым характером изменения давления газа в полости “Д” (рис. 3). Дальнейшее движение снаряда обеспечивается жидкостью,

вытесняемой через мультипликатор скорости и созданием в потоке, в процессе ускоренного движения, гидравлического удара, что существенно усиливает давление над снарядом. При этом поток жидкости сопровождает снаряд по всей длине канала ствола непрерывно и под давлением. Жидкость, толкающая снаряд, заполняет полость ствола и к концу разгона снаряда весь ее объем в полости над снарядом от его верхнего торца до выходного сечения разгонной камеры имеет такую же скорость, как и снаряд, благодаря чему увеличивается как кинетическая энергия снаряда и присоединенной массы жидкости, так и длительность нагружающего импульса. Процесс штамповки благодаря этому приобретает квазистатический характер, что улучшает качество детали и увеличивает КПД процесса.

Устройство для осуществления описанного выше разгона снаряда и схема действия представлены на рис. 3. Полностью вся система для ГДШ состоит из двух функциональных блоков: энергетического узла I и штамповочного блока II, расположенных относительно друг с другом с зазором δ между обращенными

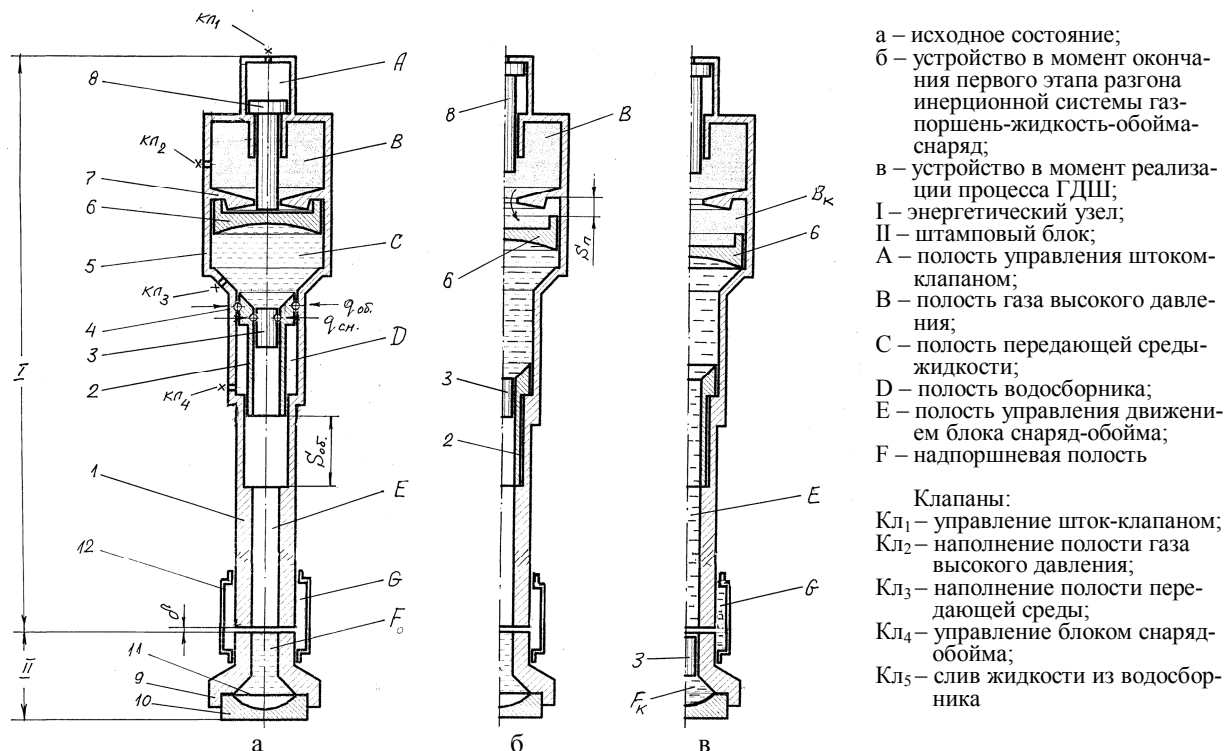


Рис. 3. Принципиальная конструктивная схема устройства для мультипликаторного разгона снаряда в установках для ГДШ

друг к другу торцами и взаимно центрируемых цилиндрической пустотелой муфтой 12.

Энергетический узел состоит из ствола 1, имеющего ступенчатый, с переходом от большего диаметра к меньшему сверху вниз, канал, в котором соосно, с возможностью осевого возвратно-поступательного движения, расположена обойма 2 и размещенный в ней снаряд 3. Снаряд удерживается в верхней части обоймы с определенным усилием упругой связью, например, цанговым захватом. Обойма фиксируется в верхней части ствола захватами 4. Сверху к стволу, соосно с ним, присоединена неподвижная разгонная камера 5, в которой находится разделительный поршень 6. Разделительный поршень 6 может перемещаться вдоль оси камеры вверх и вниз, от перегородки 7 до дна камеры и обратно. Перегородка 7 разделяет разгонную камеру 5 на две полости: нижнюю “С” и верхнюю “В”. В полости “С” находится жидкость, а полость “В” заполнена сжатым воздухом высокого давления. В центральной части перегородки 7 имеется сквозное отверстие, в которое входит шток клапана управления 8, а поршень клапана 8 находится в соосно расположенной сверху полости “А”.

Полости “А”, “В”, “С” и “D” снабжены перекрывающими клапанами КЛ₁, КЛ₂, КЛ₃ и КЛ₄ (рис. 3).

Штамповый блок II состоит из корпуса формирующей камеры 9 и матрицы 10 с уложенной в нее заготовкой 11. Полость формирующей камеры “F” заполнена передающей средой – жидкостью, обычно водой.

Можно утверждать, что предлагаемая схема нагружения формирующей камеры изменит качество импульса давления, а именно – продолжительность его возрастет, КПД увеличится, уменьшится роль волновых явлений, так как пики колебаний минимизируются.

В этом устройстве предложена схема фиксации снарядов на управляемых захватах, действие которых должно быть согласовано с режимом роста давления в разгонной камере. Для осуществления этой функции авторами разработан специальный быстродействующий синхронизирующий клапан (рис. 4).

Его роль заключается в обеспечении кратковременного импульсного усилия на поршень фиксатора 6, который должен удерживать, в качестве захвата, блок обойма-снаряд до достижения в камере “С” (рис. 3) давления форсирования.

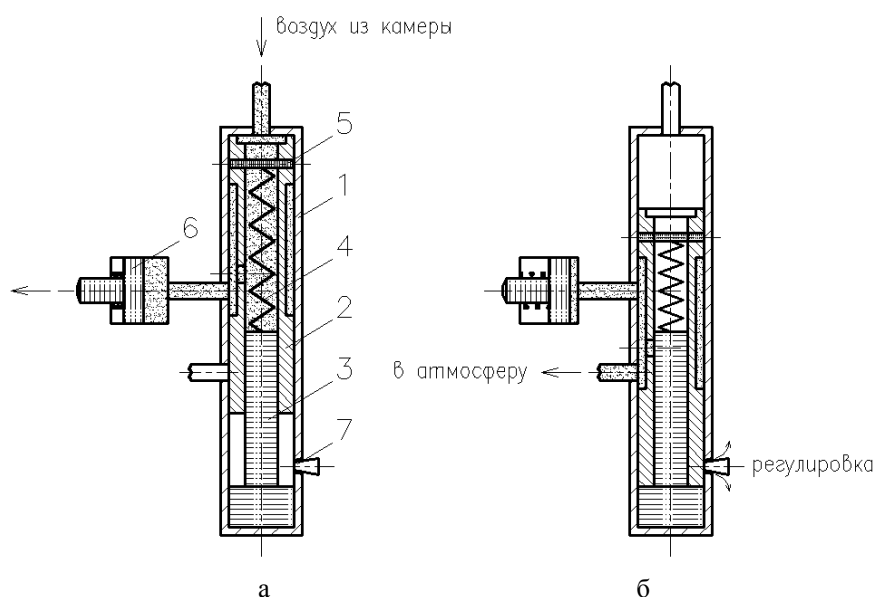


Рис. 4. Клапан быстродействующий автоматический:
1 – корпус; 2 – золотник; 3 – шток; 4 – пружина; 5 – штифт;
6 – потребитель (фиксатор); 7 – дроссель

Рабочая камера “F” клапана соединяется с надпоршневой полостью “Bк” (рис. 3) трубопроводом 8, и воздух под давлением поступает в нее в начале движения разделительного поршня 6 (рис. 3). Через отверстие “A” и полость проточки “D” золотника 2 воздух поступает в цилиндр фиксатора 6 по каналу “B” и создает на штоке фиксатора, упирающегося в обойму 2 (рис. 3), необходимое усилие захвата. Одновременно, под действием этого же давления, золотник клапана перемещается в противоположное крайнее положение (на схеме – вниз), соединяя при этом канал “B” через проточку “D” с атмосферой через отверстие “C”, тем самым, снимая нагрузку с фиксатора.

Цикл работы этого клапанного устройства задается путем регулирования скорости (или времени перемещения) золотника при прямом и обратном его ходе дросселем 7 за счет изменения сопротивления истечению воздуха из полости “E”.

В качестве разгонного устройства установок для гидродинамической штамповки может быть предложен аналог двигателя дизель-молота – широко применяемой машины для забивки свай или трамбовки грунтов. Такие двигатели называются *одноактными*, так как их рабочие циклы могут разделяться неограниченными временными промежутками.

Схема энергетической части разгонного блока для рассматриваемой нами системы приведена на рис. 5 в характерные функциональные моменты: а – исходное состояние; б – сжатие воздуха в камере сгорания; в – впрыск топлива, сгорание горючей смеси, перемещение рабочего органа.

Дизель-молоты относятся к группе прямодействующих двигателей, у которых энергия газов передается непосредственно рабочему органу, в нашем случае – ступенчатому поршню 4.

Следует отметить, что, несмотря на сравнительную простоту устройства дизель-молотов, их рабочий процесс довольно сложен. Ознакомление с процессами, протекающими внутри цилиндра (камеры)

дизель-молота и характером взаимодействия газов с потребителем энергии (исполнительным органом) показывает, что использование этой машины может быть очень эффективным.

Трудность разработки (проектирования) таких двигателей состоит в том, что к настоящему времени нет обобщающей теории газодинамического и теплового расчета этих машин; основные параметры и их соотношения почти всегда претерпевают процесс экспериментальной доводки. Например, очень сложно найти оптимальные промежутки между временем действия максимума силы воздействия на исполнительный орган машины (в нашем случае – ступенчатый поршень) и временем действия максимума газов и поддерживать их в процессе нагрузки.

Кроме того, устойчивость и стабильность тепловых процессов в камерах сгорания таких двигателей могут быть обеспечены только при непрерывной работе их после реализации этапа запуска (разогрева) в режиме безостановочного многоциклового нагружения. Особенности эксплуатации рассматриваемого здесь оборудования такой возможности не допускают.

Поэтому авторами предлагается к рассмотрению вариант установления необходимого теплового режима в камере путем независимого внешнего подвода тепла.

Основные параметры рабочего процесса в камере двигателя разового действия с воспламенением от сжатия (аналог дизель-молота): максимальное давление газа (продуктов сгорания топлива) – 130 ... 150 кг/см² при температуре 620 ... 700 К, степень сжатия – 15.

Работа предлагаемого устройства происходит следующим образом (рис. 5).

В исходном положении “а” снаряд 2 находится в верхней части ствола на форсирующей подвеске. Подвижный цилиндр 5 находится в крайнем верхнем положении на замковой подвеске, ступенчатый поршень 4 также занимает крайнее верхнее

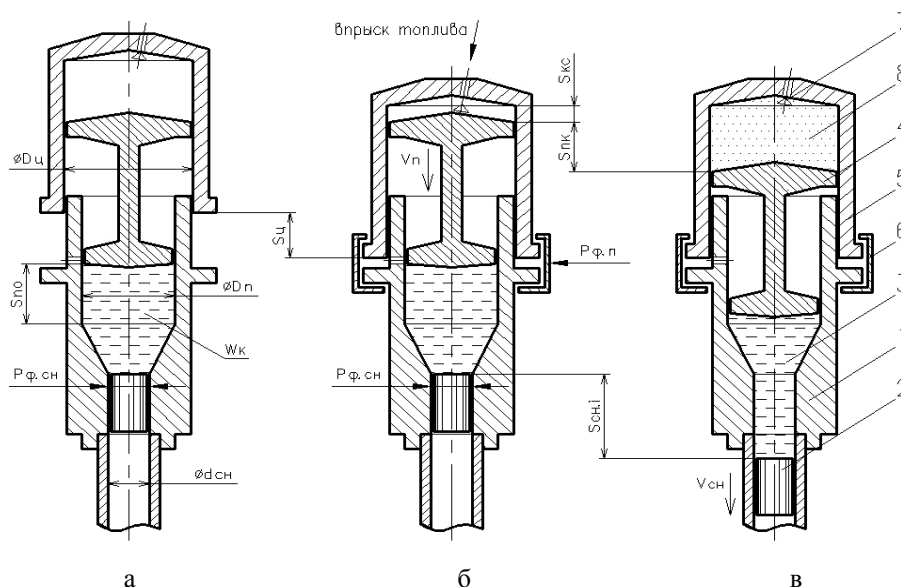


Рис. 5. Схема разгонного устройства для гидродинамической штамповки

положение и также зафиксирован. Полость камеры 1 заполнена жидкостью (водой) объемом W_k .

Запуск устройства осуществляется сбросом подвижного цилиндра с подвески; он доходит вниз до упора, где моментально захватывается защелками, удерживающими его от отбрасывания кверху. При этом воздух в полости 8 сжимается, в определенный момент (при достижении необходимой степени сжатия) в камеру впрыскивается (разбрызгивается) топливо, которое от давления воспламеняется. Под действием высокого давления газов поршень 4 вытесняет жидкость W_k из полости 3 и проталкивает тем самым снаряд 2 по стволу с ускорением, обеспечивающим снаряду в конце хода (на срезе ствола) скорость v_d .

Заключение

Применение технологических процессов ГДШ в высокотехнологических отраслях машиностроения показало в свое время их высокую эффективность и позволило решить ряд производственных проблем как в опытном, так и в серийном производстве.

В современных условиях, после многолетнего спада и развала производства, представляется целесообразным и перспективным возрождение и даль-

нейшее развитие технологий и оборудования гидродинамической штамповки с учетом современных требований эргономики.

Литература

1. Дмитриевич Ю.В. Современные отечественные и зарубежные свайные дизель-молоты. – М.: ЦНИИТ Строймаш, 1976. – 288 с.
2. Волчек Л.Я. Исследование рабочего процесса свайного молота внутреннего сгорания // Труды ЦНИДИ. – М.: ЦНИДИ. – Вып. 20. – 1952. – С. 3 – 19.
3. Пневматические устройства и системы в машиностроении / Под ред. Е.В. Герца. – М.: Машиностроение, 1981. – 432 с.
4. Кривцов В.С., Брагин А.П., Мельничук А.П. Устройства разгона снаряда в установках для гидродинамической штамповки // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 27. – С. 26 – 33.

Поступила в редакцию 14.02.2005

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

УДК 621.723+669.71.24.26

Г.И. КОСТЮК¹, Н.Э. ТЕРНЮК²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*² *ГП Институт машин и систем, Украина*

КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ ГИБКИХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВЫСОКОЙ И СВЕРХВЫСОКОЙ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ С УЧЕТОМ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ ПРОМЫШЛЕННОСТИ УКРАИНЫ

Даны концепции создания гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности в условиях современного производства на Украине. Показано, что синтез базируется на организации потоков деталей, инструментов, приспособлений, оснастки вспомогательного оборудования и информации; применении инструментальных схем с максимальной концентрацией технологического воздействия; использовании метода безаналогового синтеза технологических систем и техники применения фундаментальных исследований в области естественных наук; использовании многоуровневого размещения оборудования; применение переоснащенного станочного и вспомогательного оборудования на компьютерное управление (позволит его применять в интегрированном производстве) и обеспечении высокой концентрации технологического воздействия на базе станочного парка СССР за счет применения дополнительных суппортов, обрабатывающих и агрегатных головок.

гибкие технологические системы, инструментальные схемы, производственные потоки, эффективный режущий инструмент, технологические роботы

Введение

В настоящее время существует относительно немного работ, посвященных созданию гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности [1, 2], но они оторваны от современного состояния производства на Украине возможности ее станочного парка. Попытки учесть состояния промышленности и наметить пути повышения производительности и надежности обрабатывающего оборудования рассматривались в работах [3, 4], где предлагалось переоснащение парка станков Украины за счет обеспечения компьютерного управления и концентрации технологического воздействия на деталь (за счет постановки дополнительных суппортов, обрабатывающих и агрегатных головок).

Вопросы интенсификации, производящейся за счет применения режущих инструментов с покрытием и упрочненным слоем рассматривались в работах [5 – 8].

В настоящей работе рассмотрена концепция создания гибких технологических систем высокой (по-

вышается в 2 ... 10 раз) и сверхвысокой (повышается более чем в 10 раз) производительности в современных условиях Украины, даны конкретные пути решения этой проблемы.

1. Основные компоненты синтеза гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности

Синтез гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности базируется на целом ряде основных положений, компоненты которых представлены на рис. 1:

- организация потоков по пространственно-временной схеме, обеспечивающей наиболее эффективное использование рабочего объема участка, цеха, предприятия;
- применение инструментальных схем с максимальной концентрацией технологического воздействия на деталь, повышение режимов обработки за счет применения эффективных режущих инструментов (РИ), одновременной обработки различных

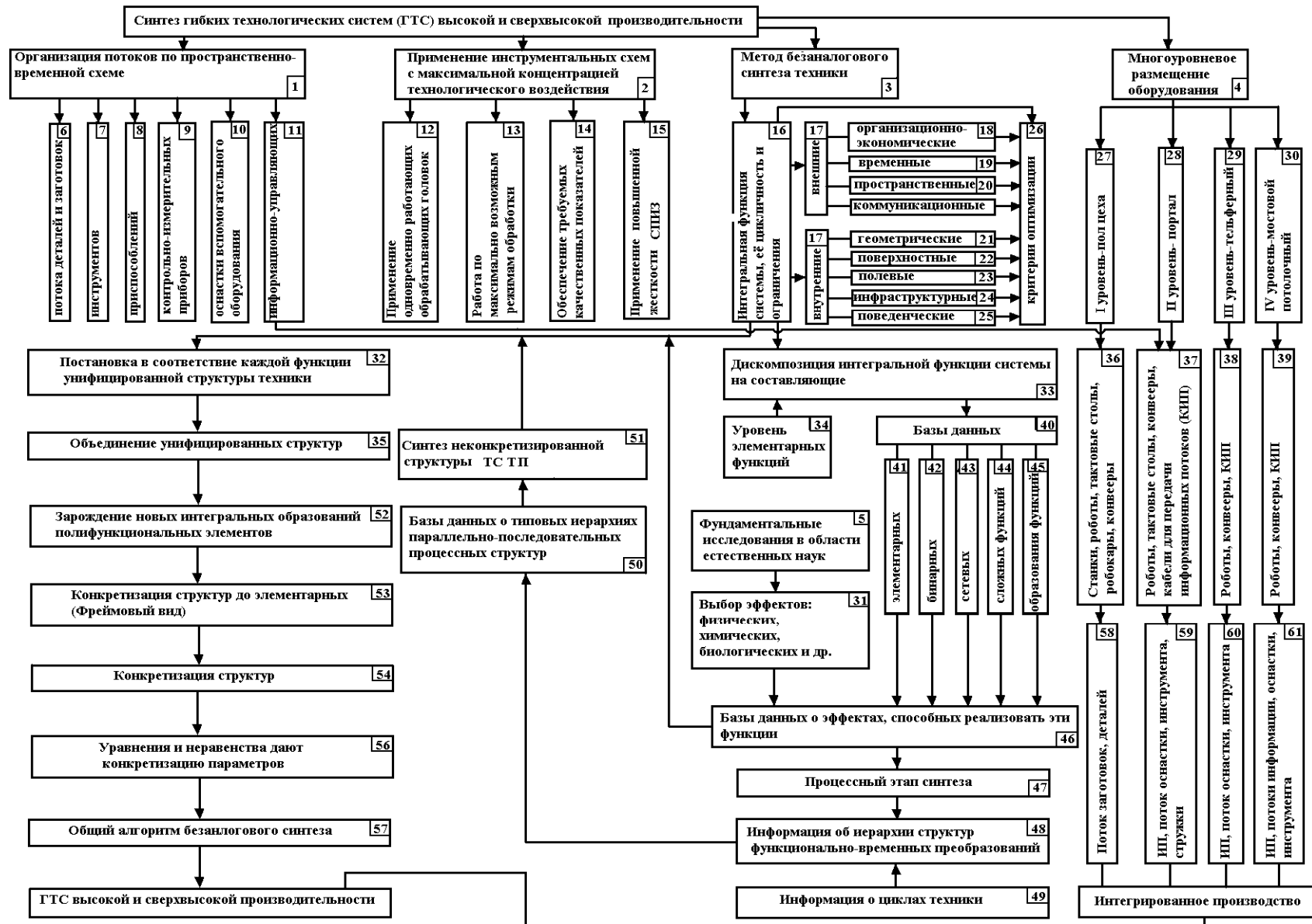


Рис. 1. Основные компоненты систем высокой и сверхвысокой производительности для интегрированного производства

поверхностей, обеспечение требуемых качественных показателей за счет повышения жесткости системы: станок – приспособление – инструмент – заготовка (СПИЗ), а также применение высоко-ресурсного РИ;

– фундаментальные исследования в области естественных наук, позволяющие выбрать эффекты, способные реализовать набор различных технологических и информационных функций;

– реализация метода безаналогового синтеза технологических систем, а в общем виде и практически любой техники, который основан на результатах фундаментальных исследований в области естественных наук, позволяющих получить интегральную функцию системы, ее цикличность и ограничения, провести ее декомпозицию на составляющие, довести их до элементарных функций и осуществить процессный этап синтеза от неконкретизированной до конкретизированной структуры и параметров;

– многоуровневое размещение оборудования, когда обрабатывающее оборудование (станки, установки, технологические роботы), обслуживающее оборудование (конвейеры, тактовые столы, роботы, робокары) и вспомогательное оборудование располагаются в четырех уровнях:

- 1 – пол цеха;
- 2 – портал, стены цеха;
- 3 – тельферный;
- 4 – мостовой, потолочный,

что позволяет эффективно использовать рабочий объем для размещения оборудования;

– переоснащение станочного, роботизированного и вспомогательного оборудования на компьютерное управление для обеспечения максимального технологического воздействия на деталь, что позволит использовать существующий парк станков, роботов и вспомогательного оборудования для создания технологических систем высокой и сверхвысокой производительности.

Все это даст возможность реализовать синтез технических систем высокой и сверхвысокой производительности. Теперь рассмотрим элементы, из которых состоят компоненты такой системы.

1.1. Организация потоков по пространственно-временной схеме

Организация потоков по пространственно-временной схеме подразумевает разделение в пространстве и времени потоков деталей, заготовок, режущих инструментов, станочных приспособлений, контрольно-измерительных приборов, оснастки, вспомогательного оборудования и информационно-управляющих потоков. Все это позволит обеспечить равномерное распределение потоков по рабочему объему участка, цеха и предприятия, что даст возможность сократить затраты на создание участка, цеха и предприятия, а также существенно повысить производительность производства.

1.2. Применение инструментальных схем с максимальной концентрацией технологического воздействия

Использование инструментальных схем с максимальной концентрацией технологического воздействия может быть реализовано за счет следующих факторов:

- применение большого числа одновременно работающих обрабатывающих головок для обрабатывающих центров или станков, оснащенных дополнительными суппортами, обрабатывающими и агрегатными головками; применение обрабатывающих головок для различных роботов при обработке одной детали или при сборке одного узла, окраске, сварке;
- работа на максимально возможных режимах обработки с применением эффективных РИ с покрытием и упрочненным слоем для данных режимов обработки и обрабатываемых материалов [5 – 8] и

с применением надежных современных методов прогноза стойкости РИ;

– обеспечение требуемых качественных показателей обрабатываемых деталей за счет выбора режимов обработки, жесткости системы СПИЗ и согласования результатов механической обработки и последующих физико-технических методов (нанесения покрытий, ионного шлифования, полирования и фрезерования); все это требует высокой автоматизации измерений размеров детали и надежных методов управления электрофизической обработкой;

– применение повышенной жесткости системы СПИЗ, например, за счет применения дополнительных упоров для повышения жесткости режущего инструмента.

Все это позволит снизить машинное время обработки, а, следовательно, существенно повысить производительность и обеспечить качество деталей.

2. Результаты фундаментальных исследований в области естественных наук, обеспечивающие прорыв в технике и технологии

Открытия и наиболее существенные результаты фундаментальных исследований в области естественных наук могут быть использованы для обеспечения научно-технического прорыва в технике и технологии, где могут использоваться новые эффекты: физические, химические, биологические и др.

Необходимо создание банка данных о циклах, способных реализовать те или иные функции, которые позволят реализовать процессный этап синтеза, который, совместно с информацией о приемах развития техники, позволит получить информацию об иерархии структур и структурно-временных преобразованиях.

В конечном счете эти данные используются в общем алгоритме безаналогового синтеза ГТС высокой и сверхвысокой производительности

2.1. Метод безаналогового синтеза технологических систем и техники

Применение безаналогового синтеза технологических систем и техники позволяет получить интегральную функцию системы, ее цикличность и внешние (организационно-экономические, временные, пространственные и коммуникационные) и внутренние (геометрические, поверхностные, полевые, инфраструктурные и поведенческие) ограничения. Это дает возможность сформировать критерии оптимизации.

Интегральная функция системы подвергается декомпозиции на составляющие до уровня элементарных функций, которые выбираются из базы данных (элементарных, бинарных, сетевых, сложных функций и образования новых функций) функций совместно с базой данных об эффектах, способных реализовать эти функции, обеспечивают процессный этап синтеза и совместно с информацией о временных циклах техники позволяют получить информацию о иерархии структур функционально временных преобразований. Далее на основе базы данных о типовых иерархиях параллельно-последовательных процессных структур осуществляется синтез неконкретизированных систем, технологических систем и технологических процессов.

Предварительно в соответствие каждой функции приводится соответствующая унифицированная структура техники и осуществляется их объединение. На основе этого осуществляется зарождение новых интегральных образований полнофункциональных и конструкционных элементов и конкретизация структур до элементарных, т.е. когда система принимает фреймовый вид.

Конкретизация структур, уравнения и неравенства, описывающие их вид, дают конкретизацию параметров.

Все это позволяет получить общий алгоритм безаналогового синтеза, который дает возможность реализовать гибкие технологические системы высокой (производительность выше в 2 ... 10 раз) и сверхвысокой (более 10 раз) производительности.

2.2. Многоуровневое размещение оборудования

Применение на участках, в цехах и на предприятиях многоуровневой схемы размещения оборудования позволяет рационально использовать рабочий объем производственного помещения и обеспечить дополнительно концентрацию обрабатывающего и вспомогательного оборудования.

Оборудование размещается в следующих четырех уровнях:

- первый уровень – пол цеха, где размещаются станки, роботы, тактовые столы, конвейеры и перемещаются робокары;
- второй уровень – портал, где размещаются роботы, тактовые столы конвейеры, кабели для передачи информационных потоков;
- третий уровень – тельферный, где размещаются роботы, конвейеры, кабели для передачи информационных потоков;
- четвертый уровень – мостовой (потолочный), где размещаются роботы, конвейеры, кабели информационных потоков.

Дополнительно на первом уровне реализуется поток заготовок, деталей; на втором уровне – поток оснастки инструмента и располагаются кабели информационных потоков; на третьем уровне реализуется поток оснастки, инструмента и располагаются кабели информационных потоков, на четвертом уровне – потоки оснастки, инструмента и информации.

3. Переоснащение станочного и вспомогательного оборудования на компьютерное управление и обеспечение высокой концентрации технологического воздействия

Станочное оборудование, которое имеется в настоящее время на предприятиях Украины, в основном произведено в СССР. Оно обладает достаточной точностью механических перемещений, но не отвечает требованиям сегодняшнего дня по надежности и возможности использования как тяжелых компьютерных систем, таких как «Юниграфикс», «Эвклид», «Кати», так и относительно легких компьютерных систем, таких как «ADEM», «Компас» и др.

В то же время данное оборудование не отвечает требованиям концентрации технологического воздействия при обработке детали, в нем отсутствуют параллельно работающие суппорты и обрабатывающие головки.

Все вышесказанное говорит о необходимости переоснащения технологического оборудования (станков, технологических роботов и установок), а также роботов, конвейеров и вспомогательного оборудования на компьютерное управление, а также оснащения технологического оборудования дополнительными суппортами, обрабатывающими и агрегатными головками.

Компьютерное управление оборудованием должно обеспечивать работу станков с дополнительно встроенными суппортами, обрабатывающими и агрегатными головками, технологическими роботами (необходимо обеспечить одновременную работу над одной деталью или узлом нескольких роботов), роботами вспомогательными, тактовыми столами, конвейерами, робокарами, автоматизированной технологической оснасткой и вспомогательными системами, обеспечивающими уборку стружки, подачу СОЖ, работу контрольно-измерительной

аппаратуры, систем контроля функционирования всех систем, а также автоматизированных установочно-зажимных приспособлений и технологической оснастки.

Заключение

Рассмотрены концепции создания гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности для условий современного состояния обрабатывающего и вспомогательного оборудования.

Показано, что без существенных затрат с учетом организационных, системных и технических возможностей, обеспечив переоснащение станочного и другого обрабатывающего оборудования на компьютерное управление и снабдив обрабатывающее оборудование дополнительными суппортами, обрабатывающими и агрегатными головками, есть возможность для украинского производства реализовать интегрированное производство с гибкими технологическими системами высокой и сверхвысокой производительности.

В заключение рассмотрим, насколько программно и аппаратно готовы все составляющие синтеза гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности:

- организация потоков по пространственно-временной схеме – технические решения организации потоков деталей, заготовок, приспособлений, контрольно-измерительных приборов, оснастки, вспомогательного оборудования и информационно-управляющих потоков практически есть; необходимо обеспечить достаточную формализацию описания оптимальной организации таких потоков для получения высокой и сверхвысокой производительности;

- применение инструментальных схем с максимальной концентрацией технологического воздей-

ствия на деталь за счет применения одновременно работающих суппортов, обрабатывающих и агрегатных головок (возможно реализовать на обрабатывающих центрах и модернизированном переоснащенном оборудовании времен СССР [3, 4]); слабым звеном этого процесса является относительно низкая стойкость режущего инструмента, которая может быть повышена с использованием рекомендаций, приведенных в работах [5 – 9]; работа на максимально возможных режимах обработки для каждого конкретного обрабатываемого материала есть РИ с покрытием или упрочненным слоем с максимальной стойкостью для данных режимов [5, 7], правда, аналитического описания получения таких режимов практически нет, исключение составляет работа [7]; обеспечение требуемых качественных показателей детали возможно за счет соответствующего выбора режимов обработки, стойкости РИ и геометрических размеров режущего инструмента (например, державки резца и т.п.), а также согласования результатов механической и электрофизической обработки [10]; применение повышенной жесткости системы СПИЗ за счет ряда технических решений, например, использование дополнительных упоров для режущего инструмента и других методов особенно важно для случая съема больших припусков (этот недостаток можно устранить за счет соответствующего выбора метода получения заготовки), технические решения по этому направлению частично выполнены, частично прорабатываются конструктивно или разрабатывается идеология и при соответствующей поддержке государственными средствами могут быть выполнены довольно быстро и эффективно;

- использование результатов фундаментальных исследований и открытий в области естественных наук для нахождения физических, химических и биологических эффектов; для создания новых технологий и видов техники требует создания нацио-

нального (а может быть и международного) банка данных об эффектах, которые были обнаружены учеными и которые, на первый взгляд, может быть ничего общего не могут иметь с техникой; для этого необходимы незначительные средства для поддержки руководителей научных школ, которые будут участвовать в создании такого банка данных, т.е. этот вопрос также решаем;

– применение метода безаналогового синтеза технологий и техники базируется на формализации знаний для получения интегральной функции системы, ее цикличности и ограничениях, внешних (организационно-экономических, временных, пространственных, коммуникационных) и внутренних (геометрических, поверхностных, полевых, инфраструктурных, поведенческих), а также критериях их оптимизации; далее необходима декомпозиция интегральной функции системы на составляющие до уровня элементарных функций, выбор из базы данных функций, требуемых для описания эффектов, способных реализовать эти функции (из предыдущего пункта) далее проводится синтез неконкретизированной структуры технологической системы или технологического процесса, проводится унификация и объединение структур, зарождение новых интегральных образований, полифункциональных элементов, конкретизация структур до элементарных (фреймовый вид), на основе которой получаем уравнения и неравенства, дающие конкретизацию параметров, а, следовательно, и общий алгоритм безаналогового синтеза гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности. Состояние этой части синтеза наиболее изучено и в основном нами предложено только системное решение, которое надо совершенствовать, обеспечивать математический скелет и использовать фундаментальные знания, для реализации этой части нужны глубокие математические исследования и совершенствование ее системной части;

– многоуровневое размещение оборудования и выбор оптимальных уровней размещения обрабатывающего оборудования с целью максимальной концентрации технологического воздействия (например, несколько сварочных или окрасочных роботов, размещенных на разных уровнях существенно повысят производительность), т.е. это направление требует развития как для создания банка данных по оборудованию и его возможности работы на разных уровнях, так и по конструированию нового оборудования с учетом возможности работы на всех четырех уровнях; состояние таких разработок, в основном, зачаточное, хотя примеры использования этой идеи есть в международном автомобилестроении; на это направление также необходимо выделение финансирования;

– переоснащение станочного и вспомогательного оборудования на компьютерное управление в настоящее время уже проводится на различных предприятиях г. Харькова, например, на ГП ХМЗ ФЭД, ГП з-д им. Малышева, ХГАПП и других [3, 4] аппаратное и программное обеспечение разработано и требует адаптации к переоснащаемому оборудованию и соответствующих новых версий тяжелых («Юниграфикс», «Эвклид», «Кати») и легких («Компас», «АДЕМ» и др.) компьютерных систем; создание же технологических систем, обеспечивающих высокую концентрацию технологического воздействия: создание обрабатывающих и агрегатных головок и одновременно работающих суппортов, технологических роботов одновременно обрабатывающих одну деталь, узел, изделие – это требует также соответствующих расходов для создания опытных образцов или модернизации существующих.

Проведенный в данной статье анализ состояния разработок, перспектив создания и использования синтеза гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности показал, что

для современного состояния промышленности Украины решение этой задачи позволит вывести страну на уровень передовых технических и технологических стран при затратах в сотни и тысячи раз меньших, чем в случае покупки зарубежного станочного и робототехнического оборудования, да и к нему также будет нужна разрабатываемая идеология.

Литература

1. Тернюк Н.Э., Беловол А.В. Новый подход к проектированию гибких технологических систем высокой и сверхвысокой производительности для машиностроения // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т „ХАІ”. – 2003. – Вип. 4 (39). – С. 117 – 121.
2. Тернюк Н.Э. Основы теории и практика создания технологических систем высокой и сверхвысокой эффективности // *Современные проблемы машиностроения*. – Донецк : ДонГТУ. – 1996. – С. 232 – 233.
3. Перспективы переоснащения парка станков и робототехнических комплексов Украины / Г.И. Костюк, Г.А. Кривов, Б.В. Лупкин, Е.П. Мышелов, Н.Э. Тернюк, А.В. Шкрабаченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: ХАИ. – 1998. – С. 194 – 207.
4. Парк станков и робототехнических комплексов Украины двадцать первого века / Г.И. Костюк, Г.А. Кривов, Б.В. Лупкин, Е.П. Мышелов, Н.Э. Тернюк, А.В. Шкрабаченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: ХАИ. – 1999. – Вип. 10. – С. 139 – 152.
5. Костюк Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения комбинированных технологий. Физические процессы плазменно-ионных, ионно-лучевых, плазменных светолучевых и комбинированных технологий. Кн. 1. – Х.: АИНУ, 2002. – 587 с.
6. Костюк Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения комбинированных технологий. Справочник для расчета основных физических и технологических параметров, оценки возможностей, выбора типа технологий и оборудования. Кн. 2. – Х.: АИНУ, 2002. – 441 с.
7. Костюк Г.И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем. – К.: АИНУ, 2003. – 412 с.
8. Костюк Г.И. Перспективы и реальности применения комбинированных технологий упрочнения и нанесения покрытий для упрочнения деталей машиностроения и в инструментальном производстве (физические и технические аспекты) // *Физическая инженерия поверхности*. – 2003. – Т. 1, № 3 – 4. – С. 258 – 293.
9. Родин П.Р. Металлорежущие инструменты. – К.: Выща школа, 1986. – 455 с.
10. Костюк Г.И., Решетников В.И., Дубнюк С.Н. Концепция обеспечения высокого качества деталей машиностроения за счет согласования результатов механической и физико-технической обработки // *Вісті Академії інженерних наук України*. – К.: АИНУ. – 2004. – Вип. 4 (24). – С. 10 – 18.

Поступила в редакцию 04.03.2005

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Ю.В. Тимофеев, Национальный технический университет „ХПИ”, Харьков; д-р техн. наук, проф. Б.М. Арпентьев, Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков.

УДК 621.923

А.А. ГОРБАЧЕВ

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАНЕТАРНОГО ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Описан алгоритм расчета кинематических параметров процесса плоского шлифования при помощи планетарной шлифовальной головки (ПШГ), обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования за счет возможности проявления адсорбционного эффекта Ребиндера.

кинематические параметры, глубинное шлифование, адсорбционный слой, припуск, глубина, абразивные зерна, планетарно-шлифовальная головка

Введение

Исследованию процесса возникновения шлифовочного брака (микротрещины, прижоги, разупрочнение поверхностного слоя и т.п.) посвящены многие работы. Однако до настоящего времени эта проблема не имеет фундаментальной базы. Это обусловлено тем, что механизм влияния различного рода смазочно-охлаждающих технологических сред (СОТС) на физические процессы, протекающие в зоне контакта абразивного инструмента с обрабатываемым материалом, очень сложен, многообразен и трудно поддается прямому изучению. Поэтому очень важно установление взаимосвязи кинематических и геометрических параметров процесса шлифования, обеспечивающей благоприятные условия стружкообразования.

1. Формулирование проблемы

Целью данной статьи является определение взаимосвязи между кинематическими и геометрическими параметрами процесса шлифования с помощью ПШГ из условия обеспечения возможности наиболее полного проявления адсорбционно-пластифицирующего эффекта Ребиндера.

На основе анализа кинетики механико-химических процессов, протекающих в контактной зоне при шлифовании [1, 2], были разработаны критерии оценки “необходимых” и “достаточных” усло-

вий для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ СОТС с ювенильными участками обрабатываемой поверхности в контактной зоне (эффект Ребиндера) [3]. Эти критерии перечислены ниже.

1. *Критерий необходимости:* количество Ω_K молекул среды, подводимой (или поступающей) в контактную зону к (вскрываемым режущими абразивными зернами) ювенильным участкам поверхности, не должно быть меньше количества $\Omega_{ад}$ молекул, необходимых для образования адсорбционного слоя. Аналитически этот критерий можно выразить соотношением

$$\frac{\Omega_K}{\Omega_{ад}} \geq \rho, \quad (1)$$

где $\rho \in (10 \dots 100)$ – константа, величина которой зависит от физико-химических свойств СОТС и обрабатываемого материала, а также от температурных условий контактной зоны.

2. *Критерий достаточности:* промежуток времени Δt_p между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка обрабатываемой поверхности должен быть не меньше, чем латентный период Δt_x времени развития эффекта Ребиндера, который в первом приближении можно считать равным времени образования хемосорбционного слоя, т.е.

$$\frac{\Delta\tau_p}{\Delta\tau_x} = S_r \geq 1. \quad (2)$$

Выполнение критериальных условий (1) и (2) в общем случае может быть обеспечено тремя путями: увеличением $\Delta\tau_p$ (кинематический способ); уменьшением $\Delta\tau_x$ (физико-химические методы); увеличением $\Delta\tau_p$ при одновременном уменьшении $\Delta\tau_x$ (комбинированные методы).

С практической точки зрения наиболее интересным представляется кинематический метод обеспечения критериальных условий (1) и (2), так как, с одной стороны, его применение возможно на серийном станочном оборудовании, а с другой – он может стать основой для разработки более прогрессивного, принципиально нового оборудования.

Принципиальная схема шлифования плоских поверхностей с помощью планетарной шлифовальной головки представлена на рис. 1.

ПШГ состоит из шпинделя 1, на котором жестко закреплено водило 2, несущее на валах 3 абразивные круги 4 и сателлиты 5 с возможностью обкатки солнечного колеса 6.

При вращении шпинделя 1 с водилом 2 сателлиты 5, обкатывая солнечное колесо 6, сообщают абразивным кругам 4 вращательное движение, состоящее из вращения вокруг оси шпинделя 1 и собственной.

2. Решение проблемы

Рассмотрим схему обработки ПШГ плоских поверхностей на рис. 2. Абразивные круги радиуса $r_{кр}$ вращаются относительно оси O_z , а за счет планетарного перемещения образуют обработанную поверхность в виде дуги DF. Используя принцип суперпозиции, заменим перемещение детали с подачей $S_{дет}$ на линейное перемещение головки с абразивным кругом величиной $\Delta = OO' = O_z O_z' = FF'$. Линия пересечения дуг окружностей шлифовального

круга радиуса $r_{кр}$ и окружности планетарной головки радиуса R_z определит длину контакта l_k абразивного круга с обрабатываемой поверхностью $l_k = AB$.

Величина перемещения Δ (а значит и величина подачи детали $S_{дет}$) выбирается из таких условий работы режущих зерен, при которых толщина стружки, снимаемая каждым режущим зерном за проход, не должна превышать допустимую величину $a_z = AC$, при которой обеспечиваются наиболее благоприятные условия работы абразивного инструмента с точки зрения его размерной стойкости, износостойкости и прочности.

Чтобы улучшить условия стружкообразования при шлифовании, необходимо увеличить время взаимодействия поверхностно-активных веществ, содержащихся в смазочно-охлаждающих жидкостях (СОЖ), с ювенильными участками обрабатываемой поверхности, вскрываемыми режущими зёрнами, расположенными друг за другом в одной плоскости до максимально возможной величины. Это достигается при условии, что скорость перемещения обрабатываемой поверхности (или ПШГ) относительно абразивного круга будет такой, что за промежуток времени между выходом из зоны резания i -го режущего зерна и входом в зону резания $(i + 1)$ -го режущего зерна, стоящего в затылок i -му зерну, обрабатываемая поверхность изделия переместится и станет в положение, при котором точка выхода из контакта i -го режущего зерна станет точкой входа в зону контакта (резания) $(i + 1)$ -го режущего зерна. В этом случае исключается контакт $(i + 1)$ -го режущего зерна с ювенильной поверхностью, вскрытой i -м режущим зерном. Тем самым время взаимодействия этой поверхности с поверхностно-активными веществами (ПАВ) СОЖ увеличивается почти на порядок по сравнению с традиционными методами шлифования, а значит, и степень проявления эффекта Ребиндера тоже значительно возрастет. Для этого необходимо, чтобы выполнялось условие (2), т.е.

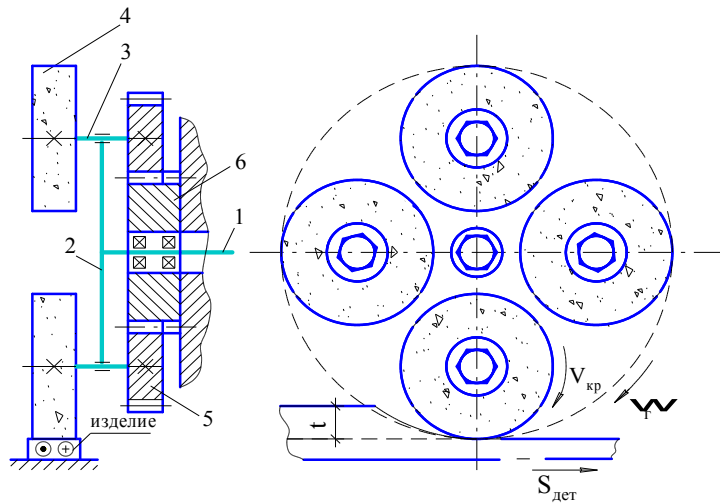


Рис. 1. Принципиальная схема шлифования
плоских поверхностей с помощью ПШГ

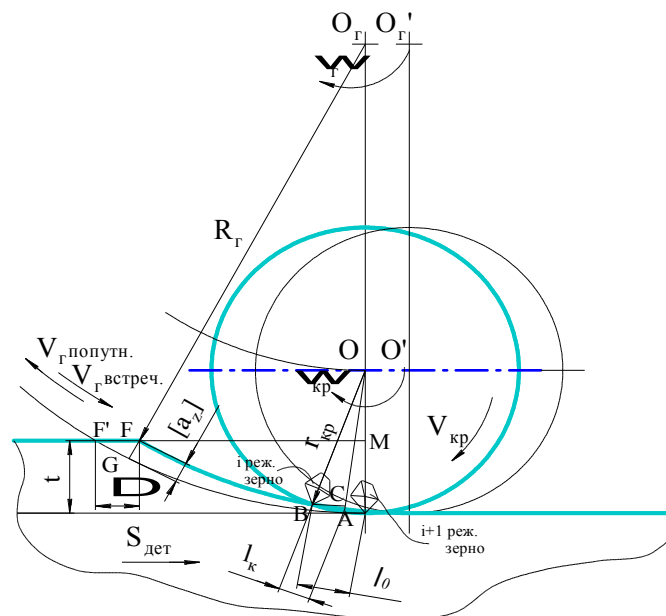


Рис. 2. Условная схема расположения и взаимодействия режущих абразивных зерен с обрабатываемой поверхностью

$$\Delta\tau_p \geq \Delta\tau_x \text{ или } \frac{l_K}{V_2} \geq \frac{l_O - l_K}{V_{Kp}}, \quad (3)$$

откуда

$$V_2 \geq V_{kp} \frac{l_K}{l_O - l_K},$$

где V_2 – скорость поступательного перемещения обрабатываемой поверхности изделия, т.е. перемещения зоны резания с поступательной скоростью

перемещения планетарной головки относительно обрабатываемой поверхности;

$V_{кр}$ – скорость поступательного перемещения
режущей поверхности абразивного инструмента;

l_k – длина дуги непосредственного контакта абразивного инструмента с изделием;

l_o – среднее расстояние между режущими абразивными зернами, расположенными друг за другом в одной плоскости (величина l_o зависит от зер-

нистости круга, ее среднестатистические значения лежат в пределах $l_o = 1 \dots 6$ мм).

Когда направление поступательного перемещения ПШГ в зоне контакта обрабатываемой поверхности с инструментом совпадает с направлением поступательного перемещения режущей поверхности инструмента, т.е. при попутном вращении ПШГ и шлифовального круга, промежуток времени, за который режущее зерно покрывает расстояние l_o , должен быть равным промежутку времени, за которое точка A (точка входа режущего зерна в контакт) переместится в положение точки B (точка выхода режущего зерна из контакта), т.е.

$$\frac{l_k}{V_z} \geq \frac{l_o}{V_{kp}} \quad \text{или} \quad V_z \geq V_{kp} \frac{l_k}{l_o}. \quad (4)$$

Для определения длины контакта l_k шлифовального круга и обрабатываемой поверхности рассмотрим треугольники ΔBOC и ΔABC :

– из треугольника BOC

$$BC = \sqrt{OB^2 - OC^2} = \sqrt{r_{kp}^2 - (r_{kp}^2 - a_z^2)} = \sqrt{2r_{kp}a_z - a_z^2}; \quad (5)$$

– из треугольника ABC

$$BC = \sqrt{AB^2 - AC^2} = \sqrt{l_k^2 - a_z^2}. \quad (6)$$

Приравнявая выражения (5) и (6) и учитывая, что $2r_{kp}$ – это диаметр шлифовального круга d_{kp} , получим:

$$BC = \sqrt{AB^2 - AC^2} = \sqrt{l_k^2 - a_z^2}; \quad (7)$$

$$l_k = \sqrt{d_{kp}a_z}. \quad (8)$$

Из рис. 2 видно, что при перемещении абразивного круга вдоль обрабатываемой поверхности по дуге AF' величина a_z непрерывно увеличивается и достигает максимального значения $[a_z]$ в момент выхода круга из зоны обработки. Тогда выражение для определения длины контакта шлифовального круга с обрабатываемой поверхностью примет вид

$$l_k = \sqrt{d_{kp}[a_z]}.$$

Подставляя (8) в формулы (3) и (4), получим соотношения скоростей шлифовального круга и планетарной головки:

– при встречном вращении шлифовального круга и головки

$$V_z \geq V_{kp} \frac{\sqrt{d_{kp}[a_z]}}{l_o - \sqrt{d_{kp}[a_z]}}; \quad (9)$$

– при попутном вращении шлифовального круга и головки

$$V_z \geq V_{kp} \frac{\sqrt{d_{kp}[a_z]}}{l_o}. \quad (10)$$

Заключение

Таким образом, формулы (9) и (10) устанавливают взаимосвязь кинематических и геометрических параметров ПШГ, обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования за счет создания возможностей для проявления адсорбционного эффекта Ребиндера.

Литература

1. Ребиндер П.А. Поверхностные явления в дисперсных системах // Избранные труды по физико-химической механике. – М.: Наука, 1979. – 381 с.
2. Ребиндер П.А., Калиновская Н.А. Понижение прочности поверхностного слоя твердых тел при адсорбции поверхностно-активных веществ // Техническая физика. – 1932. – № 2. – С. 726 – 755.
3. Сурду Н.В., Долматов А.И., Горбачев А.Ф., Горбачев А.А. Повышение эффективности шлифования путем совершенствования кинематики процесса // Вопросы проектирования и производства конструирования летательных аппаратов. – Х.: ХАИ. – 2000. – Вып. 5 (22). – С. 118 – 125.

Поступила в редакцию 07.03.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Харьковский НИИ технологий машиностроения, Харьков.

УДК 629.73.004.8

Т.П. НАБОКИНА

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

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЙ УТИЛИЗАЦИОННОЙ ФРАГМЕНТАЦИИ ПЛАНЕРОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Разработан критерий эффективности методов утилизационной фрагментации планеров воздушных судов. Критерий эффективности учитывает технологические особенности методов, безопасность применяемых методов, экономическую целесообразность их использования. Проведена классификация методов утилизационной фрагментации планеров воздушных судов с учетом критерия эффективности.

утилизационная фрагментация, методы разделения конструкции, критерий эффективности

Введение

Утилизационная фрагментация планера на элементы предполагает выбор приемлемых с технической, экологической, и экономической точек зрения методов разделения конструкции воздушного судна (ВС) [1, 2].

В то же время не существует общепринятой, закрепленной ТУ или ГОСТ технологии утилизации ВС. При этом, в лучшем случае, утилизация авиационной техники осуществляется нерационально, а в худшем – с нанесением невосполнимого вреда окружающей среде. В современной литературе довольно редко освещаются вопросы утилизации ВС. Существует ряд работ, которые носят описательный характер и не содержат теоретического обоснования методов утилизации и выбранных типов оборудования.

Цель статьи: анализ способов утилизационного разделения планера самолета и выделения из них наиболее подходящих для дальнейшей фрагментации в специфических условиях накопительных площадок утилизации авиационной техники.

Определение критерия эффективности и проведение классификации методов обработки

Среди конструктивных элементов, из которых состоит планер, обшивка является основным объек-

том утилизации, поэтому особое внимание в данной статье уделяется, прежде всего, способам фрагментации листовых материалов.

Возможные способы фрагментации листовых материалов могут быть классифицированы (рис. 1). Нами выделены 5 основных групп, отличающихся физическими принципами проведения разделительной резки.

К первой группе относятся механические методы [3, 4]. При многих достоинствах – доступность механического оборудования, простота использования, мобильность установок, следует отметить недостатки, связанные с низкой производительностью, малой стойкостью отрезного инструмента, трудностью или невозможностью раскрытия материалов по сложному криволинейному контуру, который характерен для корпуса планера воздушного судна.

Ко второй группе относятся импульсные методы фрагментации с использованием энергии взрывчатых веществ. К недостаткам методов этой группы относятся: дороговизна специальных приспособлений, необходимость в квалифицированных специалистах, наличие вредных воздействий на окружающую среду.

Кроме того, после осуществления взрывной фрагментации, как правило, необходимо дополнительно использовать механические методы для окончательного разделения конструкции.

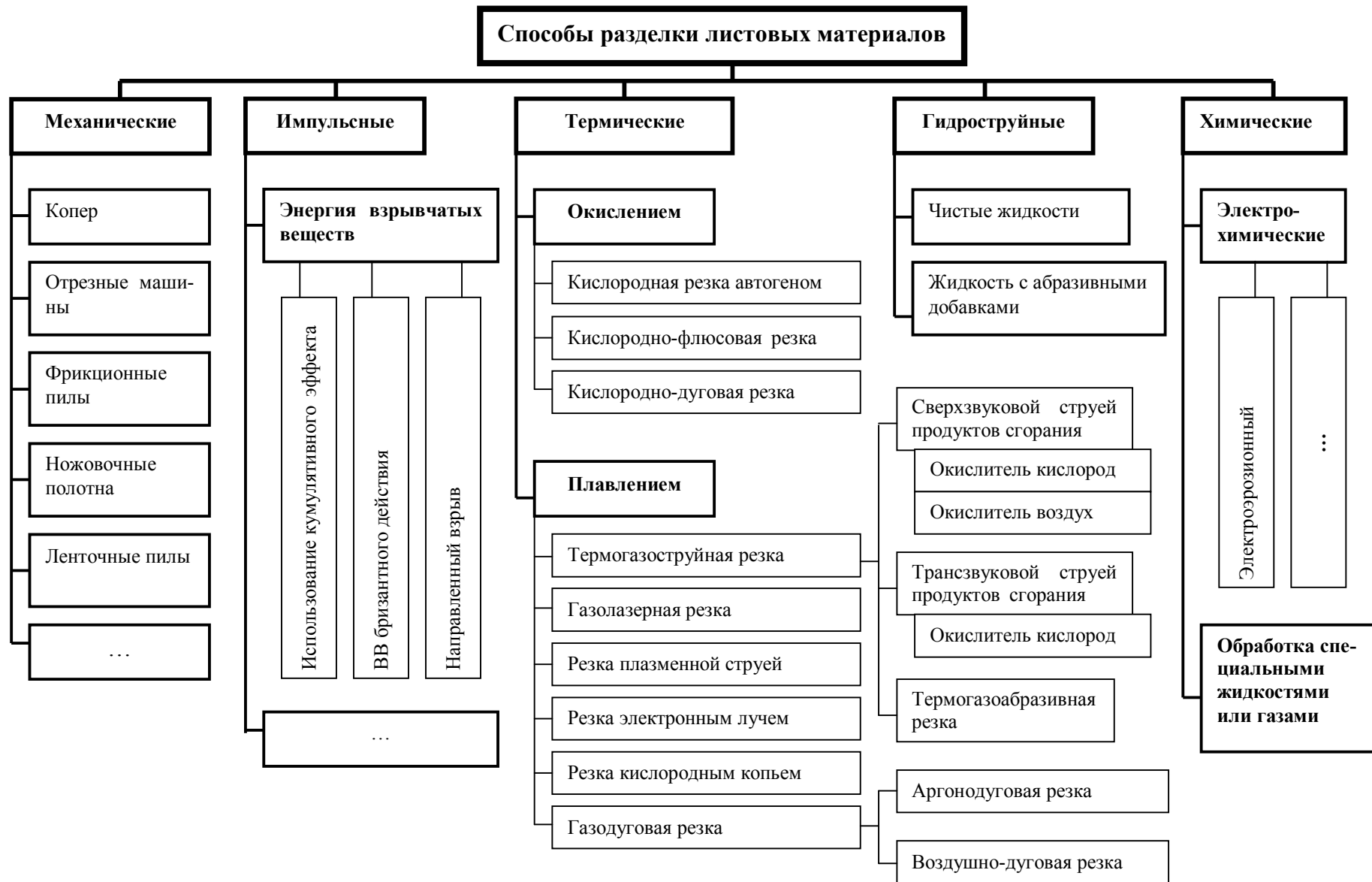


Рис. 1. Способы утилизационной фрагментации листовых материалов

К третьей группе относятся термические методы фрагментации [3]. Термические методы предполагают разделительную резку с использованием двух основных принципов: формирование зоны реза за счет выгорания (окисления) материала; плавления разрезаемого материала и формирования зоны реза при удалении расплава струями газа. Преимуществами методов этой группы являются чистота поверхности реза и постоянство его формы, возможность реза по криволинейному контуру. Недостатком является зависимость параметров процесса от физических и химических свойств обрабатываемого материала.

К четвертой группе способов фрагментации относятся гидроструйные методы. Для реализации этих методов применяются, в основном, мощные установки и использование их для фрагментации планера экономически не оправдано в силу дороговизны оборудования и специфичности его применения, в особенности, в климатических условиях Украины.

К пятой группе относятся химические методы фрагментации [3]. Для них характерно использование результата протекания химической реакции. Для реализации этих методов чаще всего необходимо использование стационарных установок и высококвалифицированных рабочих. К недостаткам также относится наличие вредных воздействий на окружающую среду.

Рассмотренные методы фрагментации листовых материалов проанализированы на пригодность для утилизации планера ВС в условиях накопительных площадок утилизации авиационной техники путем поэтапно-последовательной иерархической селекции.

Критерии селекции выбраны в порядке возрастания значимости: технологические особенности методов; безопасность применяемых методов в условиях накопительных площадок утилизации авиационной техники и наличие вредных воздей-

ствий на окружающую среду; экономическая целесообразность их использования.

В технологическом критерии рассматривались следующие основные особенности как самого процесса, так и применяемого оборудования:

- мобильность и автономность оборудования;
- способность выполнения реза по произвольной криволинейной поверхности;
- возможность фрагментации листовых материалов на основе алюминиевых сплавов с подкрепляющими силовыми элементами планера;
- необходимость получения мерных элементов, соответствующих ГОСТ 1939-93 в условиях накопительных площадок.

В результате выполненного анализа определены физические принципы и соответствующее оборудование для утилизации, удовлетворяющие технологическому критерию. На рис. 2 приведена классификация этих методов.

В критерии безопасности применяемых технологий рассматриваются следующие их особенности:

- безопасность применения технологии непосредственно на утилизационных площадках с учетом наличия в месте утилизации других объектов, как промышленных, так и жилых;
- наличие вредных выбросов в атмосферу;
- наличие иных вредных воздействий на окружающую среду (шум, вибрации, динамическая или ударная волна и др.);
- возможность уменьшения перечисленных вредных воздействий до нормативных уровней;
- учет вторичного влияния на окружающую среду последствий воздействия вредных выбросов при ликвидации утилизационных накопительных площадок.

В результате выполненного анализа определены технологические способы утилизации, удовлетворяющие критерию безопасности.

На рис. 3 приведена классификация этих методов.

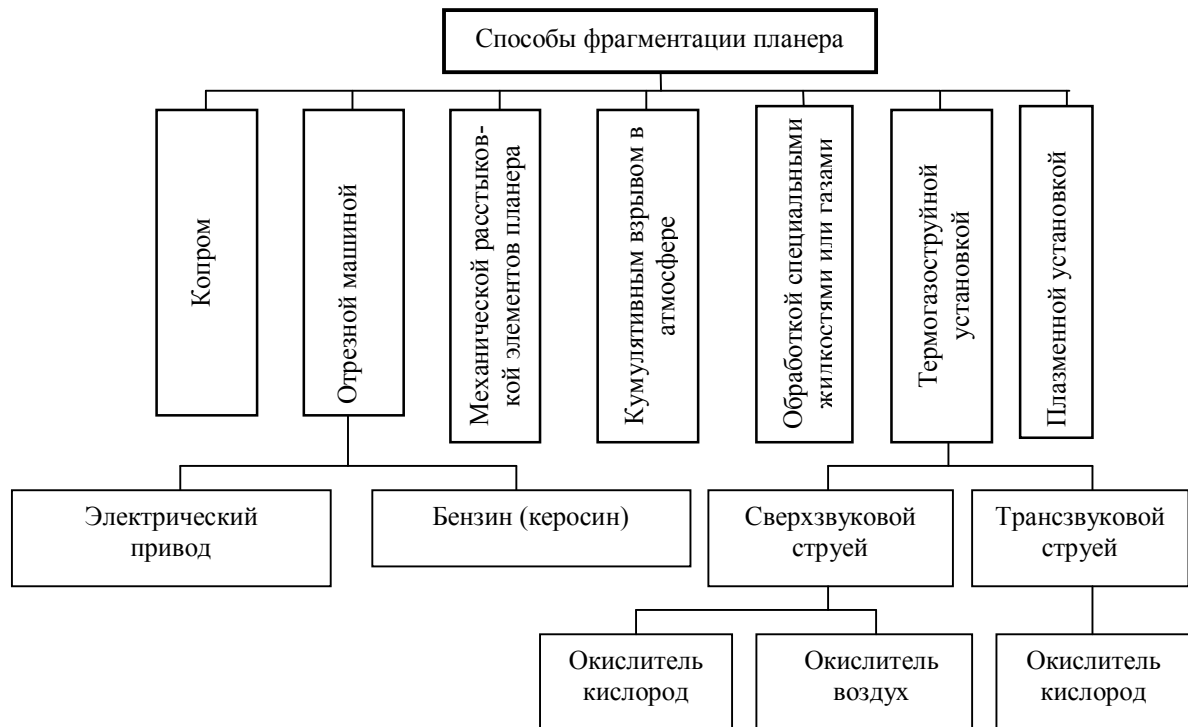


Рис. 2. Способы утилизационной фрагментации, выбранные по технологическому критерию

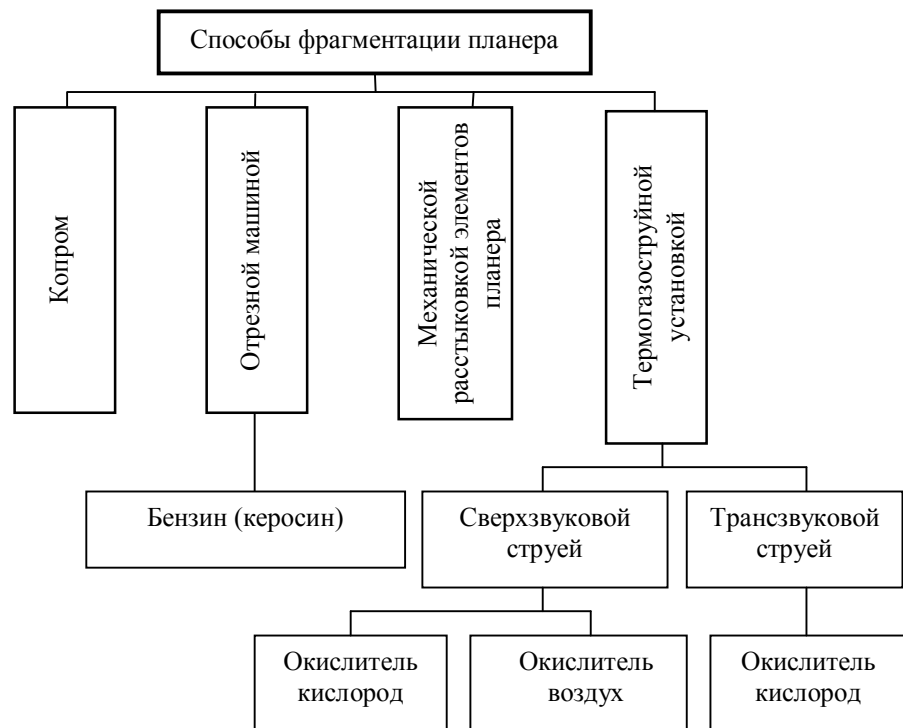


Рис. 3. Способы утилизационной фрагментации, выбранные по критерию безопасности

При рассмотрении экономического критерия учитываются следующие аспекты:

- соизмеримость стоимости применяемого оборудования к стоимости реализуемых материалов (связано с критерием окупаемости);
- абсолютная стоимость оборудования и ее соответствие объемам государственного или другого источника финансирования программ утилизации;
- энергоемкость оборудования;
- стоимость расходных материалов, необходимых для реализации процесса утилизации.

В результате экономической оценки можно сделать вывод: способы фрагментации с помощью отрезных машин, копров, гайковертов нецелесообразно использовать в качестве основного метода для фрагментации. Эти способы приемлемы для использования в комплексе с предлагаемым основным способом фрагментации – термогазоструйным. Термогазоструйные установки имеют следующие преимущества: отсутствие износа рабочего органа, достаточно высокую концентрацию тепловой мощности в зоне реза, что дает возможность резки практически любых материалов. Кроме того, реактивные горелки просты в изготовлении и эксплуатации и обладают повышенным ресурсом по сравнению с плазменными резаками [5]. Отмечается также относительная дешевизна такого оборудования.

Заключение

В ходе проведения исследования была выполнена трехуровневая селекция методов фрагментации. В результате установлено, что в качестве более приемлемой может быть предложена технология утилизационной фрагментации ВС, основанная на применении механических отрезных машин, механических гайковертов, копров и термогазоструйных установок двух типов, работающих на топливной паре «сжатый воздух + углеводородное горючее» и «сжатый кислород + углеводородное горючее». Оценка

стоимостных затрат при использовании выделенного основного оборудования представляет отдельный практический интерес и может быть осуществлена при детальном исследовании процесса разделительной резки алюминиевых материалов сверхзвуковыми высокотемпературными газовыми струями.

Литература

1. Гайдачук А.В. Информационные аспекты нетрадиционного подхода к проблеме утилизации конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов // Открытые информационные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 15. – С. 94 – 104.
2. Кобрин В.Н., Набокина Т.П. Использование математического моделирования для определения некоторых технологических параметров утилизации авиационной техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 24. – С. 324 – 328.
3. Рыбаков В.М. Сварка и резка металлов: Учебник для сред. проф.-техн. училищ. – М.: Высш. шк., 1979. – 214 с.
4. Хренов К.К. Сварка, резка и пайка металлов. – М.: Машиностроение, 1970. – 408 с.
5. Кисель В.М., Пасичный В.В., Цыганенко В.С., Евдокименко Ю.И. Исследование эффективности использования высокотемпературной сверхзвуковой газовой струи для резки металлических конструкций // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: Сб. научн. ст. – Х. – 1987. – С. 82 – 87.

Поступила в редакцию 15.03.2005

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

УДК 629.735

Ф.М. ГАГАУЗ

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

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МНОГОЛОНЖЕРОННОГО КРЫЛА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Рассмотрены различные варианты распределения материала по полкам лонжеронов. Предложена методика проектирования силовых элементов поперечного сечения крыла с рациональным распределением материала по полкам лонжеронов. Приведены результаты, которые могут быть использованы при оптимальном проектировании параметров сечения многолонжеронного крыла из композиционных материалов.

композиционный материал, конструктивно-силовая схема, поперечное сечение, распределение, полка лонжерона, толщина обшивки, толщина стенки

Введение

Принцип использования максимальных прочностных свойств композиционного материала (КМ) предполагает различную структуру материалов силовых элементов лонжеронного крыла. Для полок лонжеронов рациональной является преимущественно однонаправленная структура, а для панелей обшивки и стенок предпочтительнее армирование под углами $\pm 45^\circ$. Для большинства известных КМ отношение модуля упругости КМ со структурами $[0^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$ лежит в пределах 10 ... 20 [1, 2]. Это позволяет практически осуществить разделение функций элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) по восприятию внешних нагрузок. Предполагается, что в многолонжеронном крыле из композиционного материала полки лонжеронов воспринимают весь изгибающий момент, а обшивка и стенки – сдвиговые усилия от крутящего момента и перерезывающей силы.

С учетом вышесказанного процесс предварительного проектирования элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла будем осуществлять в два этапа: на первом этапе определяются площади полок лонжеронов, на втором – толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов.

При проектировании поперечного сечения крыла используется ряд допущений. Предполагается, что крыло описывается расчетной схемой тонкостенного стержня, основой которой является одноплоскостной закон распределения нормальных деформаций по сечению.

1. Формулирование проблемы

Задача проектирования многолонжеронного крыла имеет множество решений, поэтому на искомые параметры накладываются дополнительные ограничения. Существует несколько методик решения поставленной задачи.

При использовании традиционной методики (см. работы [3, 4]) крыло рассматривается в виде балки с высотой, равной среднему между высотами лонжеронов. При подборе продольных силовых элементов вначале находят усилия, воспринимаемые верхней и нижней панелями крыла. Затем распределяют их между полками лонжеронов и продольными элементами подкрепленной обшивки. Доля изгибающего момента M_x , воспринимаемого подкрепленной обшивкой (или лонжеронами), определяется типом КСС.

Площади полок лонжеронов из одинакового КМ с учетом сказанного выше равны:

$$f_{Bi} = \frac{nM_x(1-\eta)H_i^k}{F_B \sum_{i=1}^n H_i \sum_{i=1}^n H_i^k}; f_{Hi} = \frac{nM_x(1-\eta)H_i^k}{F_H \sum_{i=1}^n H_i \sum_{i=1}^n H_i^k}, \quad (1)$$

где n – число лонжеронов крыла; η – коэффициент, определяющий долю изгибающего момента, воспринимаемого подкрепленной обшивкой; H_i – высота лонжерона; F_B, F_H – пределы прочности КМ полок на растяжение или сжатие; k – коэффициент, который принимает значения 1 или 2.

Данная методика требует поверочного расчета путем последовательного приближения с использованием метода редуционных коэффициентов.

В настоящее время наиболее часто используется допущение о распределении изгибающего момента по лонжеронам согласно правилу

$$\frac{M_i}{M_{i+1}} = \frac{H_i^k}{H_{i+1}^k} = \frac{(y_{Bi} - y_{Hi})^k}{(y_{B,i+1} - y_{H,i+1})^k}. \quad (2)$$

Данное распределение подробно рассмотрено в работах [1, 2] при действии нескольких расчетных случаев. Необходимо заметить, что данная методика хорошо работает для профилей, у которых положение центральных осей отдельных лонжеронов и всего сечения совпадают. В этом случае значение параметра $k = 2$ автоматически приводит к равенству прогибов крыла и всех лонжеронов. В случае многолонжеронного крыла из КМ с существенно отличающимися пределами прочности на растяжение и сжатие распределение (2) не всегда приводит к рациональному распределению материала по полкам лонжеронов.

В работах [1, 2] было предложено альтернативное распределение площадей полок лонжеронов пропорционально их координатам в центральных осях:

$$\begin{aligned} f_{Bi} &= f_{B1} \frac{(y_{Bi} - y_0)^k}{(y_{B1} - y_0)^k}; \\ f_{Hi} &= f_{H1} \frac{(y_{Hi} - y_0)^k}{(y_{H1} - y_0)^k}, \end{aligned} \quad (3)$$

которое приводит к снижению массы поперечного сечения. Однако при проектировании не учитывался угол поворота главных центральных осей α , который влияет на напряженное состояние элементов конструкции крыла.

Целью данного исследования является отыскание рациональных форм распределения материала по полкам лонжеронов, приводящих к минимальной массе сечения в целом.

2. Решение проблемы

В качестве зависимостей, которые бы обеспечивали рациональное распределение материала по полкам лонжеронов, предлагается использовать синусоидальный закон:

$$f_{Bi} = A_B \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k; \quad (4)$$

$$f_{Hi} = A_H \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m.$$

Выбор варьируемых параметров y_B^*, y_H^*, k, m позволяет получить широкий спектр возможных вариантов распределения материала по полкам лонжеронов. Так можно получить как линейную зависимость, так и функцию, которая по своим свойствам приближается к дельта-функции (рис. 1).

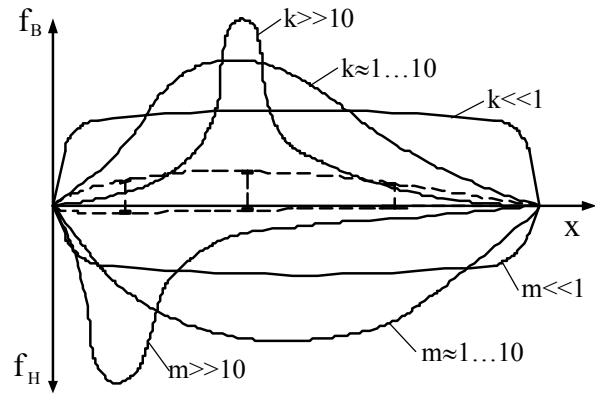


Рис. 1. Возможные варианты распределения материала по полкам лонжеронов

Искомые параметрами являются неизвестные A_B , A_H и три параметра одноплоскостного закона распределения деформаций по сечению крыла:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{Bi} &= ax_i + by_{Bi} + c; \\ \varepsilon_{Hi} &= ax_i + by_{Hi} + c. \end{aligned} \quad (5)$$

Разрешающая система уравнений включает в себя три уравнения равновесия и два условия прочности, записанные в виде равенств для наиболее удаленных от плоскости крыла верхней и нижней полок лонжеронов:

$$\begin{aligned} &\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + \\ &+ f_{Hi} E_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0; \\ &\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} y_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + \\ &+ f_{Hi} E_{Hi} y_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = M_x; \\ &\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} x_i (ax_i + by_{Bi} + c) + \\ &+ f_{Hi} E_{Hi} x_i (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0; \\ &ax_r + by_{Br} + c = \varepsilon_{B\max}; \\ &ax_s + by_{Hs} + c = \varepsilon_{H\max}, \end{aligned} \quad (6)$$

где E_{Bi} , E_{Hi} – упругие константы материалов верхних и нижних полок лонжеронов; $\varepsilon_{B\max}$, $\varepsilon_{H\max}$ – максимальные деформации полок, которые определяются по методике, описанной в работе [1], при действии нескольких расчетных случаев и при различных материалах полок лонжеронов; y_{Br} , y_{Hs} – координаты наиболее удаленных от оси сечения полок лонжеронов.

Решением системы уравнений (7) относительно b и c являются следующие зависимости:

$$\begin{aligned} b &= \frac{\varepsilon_{B\max} - \varepsilon_{H\max}}{y_{Br} - y_{Hs}} - a \frac{x_r - x_s}{y_{Br} - y_{Hs}} = t_1 - ap_1; \\ c &= \frac{\varepsilon_{H\max} y_{Br} - \varepsilon_{B\max} y_{Hs}}{y_{Br} - y_{Hs}} + a \frac{x_r y_{Hs} - x_s y_{Br}}{y_{Br} - y_{Hs}} = \\ &= t_2 + ap_2. \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, система уравнений равновесия (6) с учетом выражений (4) и (8) имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} &a(A_B u_{11} + A_H u_{12}) + A_B u_{13} + A_H u_{14} = 0; \\ &a(A_B u_{21} + A_H u_{22}) + A_B u_{23} + A_H u_{24} = M_x; \\ &a(A_B u_{31} + A_H u_{32}) + A_B u_{33} + A_H u_{34} = 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где коэффициенты u_{ij} определяются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} u_{11} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Bi}); \\ u_{12} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Hi}); \\ u_{13} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} (t_1 y_{Bi} + t_2); \\ u_{14} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} (t_1 y_{Hi} + t_2); \\ u_{21} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} y_{Bi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Bi}); \\ u_{22} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} y_{Hi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Hi}); \\ u_{23} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} y_{Bi} (t_1 y_{Bi} + t_2); \\ u_{24} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} y_{Hi} (t_1 y_{Hi} + t_2); \\ u_{31} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} x_i (x_i + p_2 - p_1 y_{Bi}); \\ u_{32} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} x_i (x_i + p_2 - p_1 y_{Hi}); \\ u_{33} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} x_i (t_1 y_{Bi} + t_2); \\ u_{34} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} x_i (t_1 y_{Hi} + t_2). \end{aligned} \quad (10)$$

Решением системы квадратных уравнений (9) являются коэффициенты A_B , A_H и параметр a . Определение коэффициентов b и c по зависимостям (8) дает действительное распределение деформаций полок лонжеронов. По максимальным деформациям определяются параметры r и s (номера наиболее нагруженных верхней и нижней полок). При несов-

падении исходных параметров r и s с действительными, условия прочности (7) записываются в новом виде, и процесс проектирования повторяется заново.

Проектирование толщины стенок лонжеронов и обшивки относится к статически неопределимым задачам.

Кроме того, на искомые параметры накладываются конструктивно-технологические ограничения, суть которых заключается в том, что толщина одно-

родной обшивки (стенки) из КМ со структурой $[\pm 45^\circ]$ должна быть кратной двум толщинам моно-слоя полуфабриката. Задача решается в итерационном режиме, предложенном в работе [1].

В качестве примера рассмотрим проектирование сечения трехлонжеронного крыла из КМ, рассматриваемого в работе [2]. Геометрия профиля с обозначениями искомых параметров представлена на рис. 2 и в табл. 1.

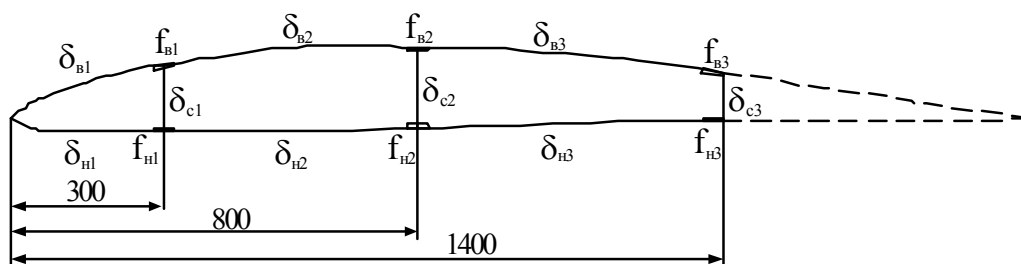


Рис. 2. Расположение лонжеронов по профилю крыла

Таблица 1

Геометрические характеристики профиля крыла

x , мм	0	50	100	150	200	300	400	600	800	1000	1200	1400	1600	1800	2000
y_b , мм	0	36,0	55,6	72,4	85,8	105,2	121,0	144,0	140,8	132,6	116,4	90,4	60,8	30,2	0
y_n , мм	0	-19,6	-24,6	-26,4	-26,8	-26,8	-25,6	-21,8	-18,0	-12,0	-7,0	-5,6	-3,2	-1,4	0
H , мм	0	55,6	80,2	98,8	112,6	132,0	146,6	165,8	158,8	144,6	123,4	96,0	64,0	31,6	0

Проектирование сечения проводится по двум расчетным случаям, характеризуемым:

– изгибающими моментами:

$$M_x^{(1)} = -180 \text{ кНм}, M_x^{(2)} = 150 \text{ кНм};$$

– перерезывающими силами:

$$Q_y^{(1)} = 240 \text{ кН}, Q_y^{(2)} = -240 \text{ кН};$$

– точками приложения перерезывающих сил:

$$x_Q^{(1)} = 0,5 \text{ м}, x_Q^{(2)} = 0,6 \text{ м}.$$

Материал полок лонжеронов – однонаправленный углепластик со следующими физико-механическими характеристиками:

$$E_1 = 100 \text{ ГПа}; E_2 = 10 \text{ ГПа}; G_{12} = 6 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{12} = 0,35; F_{1p} = 900 \text{ МПа}; F_{1c} = 700 \text{ МПа};$$

$$F_{2p} = 50 \text{ МПа}; F_{2c} = 120 \text{ МПа}; F_{12} = 75 \text{ МПа};$$

$$\rho = 1450 \text{ кг/м}^3; \delta_0 = 0,08 \text{ мм}.$$

Обшивка и стенки лонжеронов изготавливаются из того же углепластика со структурой $[\pm 45^\circ]$ и следующими свойствами:

$$E_x = E_z = 198 \text{ ГПа};$$

$$G_{xz} = 26 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{xz} = 0,67; F_{xz} = 280 \text{ МПа}.$$

В табл. 2 приведены результаты расчетов для полок лонжеронов при распределении материала по формулам (4). α – угол поворота главных центральных осей.

При проектировании полок лонжеронов не определялись параметры y_B^* , y_H^* , k , m , удовлетворяющие условию минимальной массы сечения. В табл. 2 приведены результаты для конкретных значений параметров, которые дают представление о возможностях распределения (4). В табл. 3 приведены результаты расчетов для однородных панелей обшивки и стенок. В табл. 4 приведены значения суммарной площади элементов поперечного сечения, которая для заданных материалов пропорциональна погонной массе.

Таблица 2

Площадь полок лонжеронов, мм²

№ п.п.	k	m	y_B^*	y_H^*	Номер полки						Суммарная площадь	α , град.
					$B1$	$B2$	$B3$	$H1$	$H2$	$H3$		
1	0,1	0,1	$1,1y_{B1}$	$1,1y_{H1}$	988	983	983	597	586	529	4665	0
2	10	1	$1,1y_{B1}$	$1,1y_{H1}$	1363	836	826	736	609	219	4588	0,7
3	141	30	$1,1y_{B1}$	$1,1y_{H1}$	3614	4	3	1618	5	0	5244	0
4	1	1	y_{B2}	y_{H2}	948	1028	870	533	741	348	4467	0,3
5	90	24	y_{B2}	y_{H2}	1	1619	0	1	1428	0	3048	0

Таблица 3

Толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов, мм

№ п.п.	Номер итерации	Номер контура i									Суммарная пло- щадь
		i = 1			i = 2			i = 3			
		Номер панели									
		B1	H1	C1	B2	H2	C2	B3	H3	C3	
1	12	0,96	0,96	6,24	5,28	4,64	0,16	1,92	2,40	0,80	9098
2	11	0,96	0,96	6,56	4,80	4,48	0,16	1,92	2,08	1,28	8673
3	11	0,96	0,96	8,16	2,40	2,40	0,16	2,40	2,40	2,40	7226
4	13	0,90	0,96	6,24	5,28	4,96	0,16	1,76	2,08	0,96	8985
5	14	0,80	0,80	5,92	6,56	6,56	0,16	1,12	1,12	1,12	9339

Таблица 4

Суммарная площадь элементов сечения, мм²

№ п.п.				
1	2	3	4	5
13763 (111,1%)	13261 (107,0%)	12471 (100,7%)	13452 (108,5%)	12388 (100%)

Заключение

Анализ представленных в табл. 2 – 4 результатов позволяет сделать некоторые выводы.

Во-первых, предложенная методика в сравнении с распределениями (2, 3), рассмотренными в работах [1, 2], позволяет снизить массу поперечного сечения на 7 ... 10%.

Во-вторых, варьируя параметрами y_B^* , y_H^* , k , m , можно получить практически любое распределение материала по полкам лонжеронов, что в связи с конструктивными ограничениями является существенным.

В-третьих, существует возможность при определенных параметрах y_B^* , y_H^* , k , m получить решение, которое достаточно близко к оптимальному, удовлетворяющему условию минимума массы сечения. Существенным недостатком данного варианта является большое количество задаваемых параметров.

Литература

1. Карпов Я.С. Методика проектирования лонжеронного крыла из композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1998. – Вып. 6. – С. 195 – 204.
2. Карпов Я.С., Гагауз Ф.М., Гагауз П.М. Проектирование и конструктивно-технологические решения лонжеронного крыла из композиционных материалов. – Х.: НАУ «ХАИ». – 2004. – 143 с.
3. Золотухин В.К., Гайдачук В.Е. Расчет на прочность летательных аппаратов: Метод. рук-во по курс. проекту. Ч.1. Расчет на прочность нестреловидного крыла самолета. – Х.: ХАИ, 1971. – 118 с.
4. Проектирование конструкций самолетов / Е.С. Войт, А.И. Ендогур и др. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.

Поступила в редакцию 16.02.2005

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

УДК 631.7.04-197:631:7.019.8

В.О. ПОВГОРОДНИЙ*Институт проблем машиностроения НАН Украины им. А.Н. Подгорного, Украина*

АНАЛИЗ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ И ЗАРУБЕЖНЫХ САМОЛЕТОВ

Рассматриваются вопросы анализа показателей надежности (безотказности) механических конструкций бортовой аппаратуры отечественных и зарубежных самолетов. Рассмотрен известный метод в динамике и надежности, основанный на оценке надежности (а именно, показателей безотказности) элементов конструкций, включая простые двумерные конструкции (например, платы с электрорадиоэлементами), а также сложные трехмерные конструкции (например, пакеты плат с электрорадиоэлементами), представляющие собой пластинчато-стержневую конструкцию. Прогнозирование показателей безотказности (вероятность безотказной работы и наработка на отказ) производится на основании расчета напряженно-деформируемого состояния конструкций и их элементов и является новой задачей исследований вышеназванных конструкций. При расчете показателей безотказности используется метод с применением теории выбросов, который позволяет определить показатели безотказности и диапазон частот вынужденных колебаний, в котором сама конструкция и ее элементы будут наименее надежными. Результаты, полученные с помощью этого метода, сравниваются с экспериментальными результатами, полученными с помощью испытаний на надежность (безотказность) и эксплуатационными (статистическими). Основные результаты работы нашли промышленное применение при проектировании приборного оборудования для самолетов Украины.

надежность, безотказность, вероятность, прочность, конструкция, проектирование, бортовая аппаратура

Введение

По мере усложнения авиационного бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО), расширения областей его применения, повышения уровня автоматизации, увеличения рабочих нагрузок на летчика важность вопросов обеспечения надежности непрерывно растет. Дело не только в том, что повышаются требования к разрабатываемой и производимой аппаратуре, но и в том, что решение вопросов надежности становится одним из основных источников повышения эффективности применения летательных аппаратов, экономии материальных и трудовых ресурсов.

Решение проблемы надежности должно носить комплексный характер и возможно только в рамках структуры: концептуальные исследования – проектирование – производство – эксплуатация, т.е. по всему жизненному циклу.

Знание и правильное применение нормативно-

технических документов (НТД), регламентирующих надежность, позволяет:

- анализировать и рассчитывать надежность;
- распределять требования по надежности между системами и составными частями авиационной техники (АТ);
- устанавливать требования к программе обеспечения надежности (ПОН) субподрядчика;
- исследовать характер и последствия возможных отказов и разрабатывать мероприятия по их предупреждению.

1. Формулирование проблемы

Актуальность ПОН авиационного приборостроения состоит в том, что любой (внезапный, постепенный) отказ любого из элементов БРЭО может привести к некорректным (неточным) показаниям приборов (указателя высоты, приборной скорости и

числа Маха, температуры заборного воздуха), что приведет к изменению высоты эшелонирования, соответственно, созданию аварийной обстановки и повлияет на безопасность полета.

В Украине проектированием и изготовлением авиационных приборов занимаются фирма «Авионика» и предприятия «Авиаконтроль» в г. Харькове и «Электронприбор» в г. Киеве, в России – фирма «МиГ-Сервис», Ульяновское производственное объединение, в США – «Дженерал – Дайнемикс», «Дженерал – Эркрафт», фирмы – субподрядчики: «Маркони – Эллиот», «Кайзер», «Хьюз», «Вестингауз». Современный бортовой комплекс включает много составляющих, но основные из них: система воздушных сигналов (СВС), навигационные системы, курсовертраль, средства опознавания и связи.

В современном авиаприборостроении чаще других используются пластинчато – стержневые конструкции (ПСК), среди которых преобладают конструкции цилиндрической и прямоугольной форм. В частности, блок воздушных параметров (БВП) – приборный контейнер, внутри которого находятся пакеты плат (ячеек), на которые крепятся электронные радиотехнические элементы (ЭРЭ) (рис. 1).

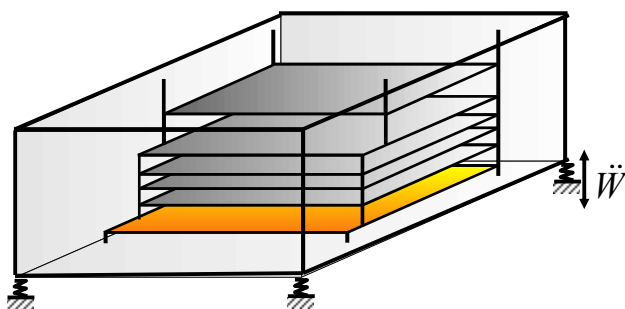


Рис. 1. Конструкция блока воздушных параметров

БВП прикреплен к основанию при помощи конечного числа точечных опор. Каждая опора представляет собой амортизатор АПН (характеристика – зависимость коэффициента динамичности $K_{дин}$ от частоты возмущающей силы f представлена на рис. 2). Данная опора является упругодемпфирующей и движется по гармоническому закону вниз – вверх.

В процессе эксплуатации БВП подвергается интенсивным динамическим нагрузкам, что оказывает влияние на прочность и надежность. Элементы конструкции и сами конструкции испытывают действие динамических сосредоточенных или распределенных усилий или получают кинематическое возмущение от движения всех или нескольких опор.

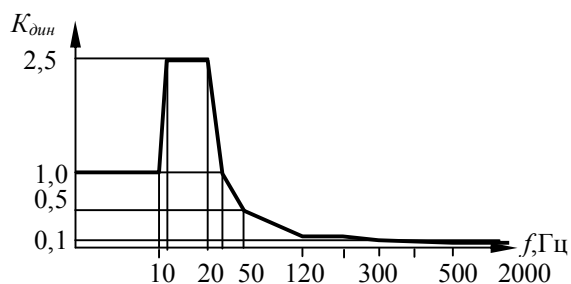


Рис. 2. Частотная характеристика АПН

Это могут быть нагрузки, передаваемые через опоры (например, вибрации от двигателей – вынужденные колебания), аэродинамические нагрузки – собственные колебания, распределенные массовые нагрузки – акустическое воздействие, импульсные нагрузки – при отделении объектов.

Такие нагрузки приводят к вибрационным и резонансным явлениям пакетов плат, к значительным виброускорениям в местах установки ЭРЭ на платах БВП, индуцированию опасных динамических напряжений. Нагрузки и кинематические возмущения могут быть гармоническими, периодическими, апериодическими, импульсными или случайными функциями времени (например, типа «белого шума» в определенном диапазоне частот) (рис. 3).

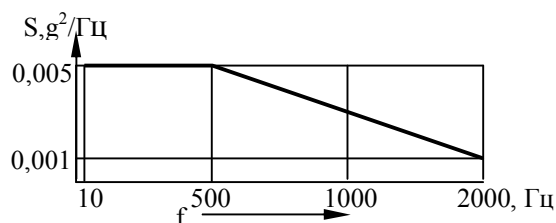


Рис. 3. Спектральная плотность виброускорений, действующих в БВП при испытаниях на широкополосную случайную вибрацию

Для обеспечения надежной (безотказной) работы бортовой аппаратуры установлены жесткие ог-

раничения на параметры динамического отклика в местах установки электронных радиотехнических элементов по частотному спектру, по механическим характеристикам (напряжениям, перемещениям, критическим нагрузкам), а также по размаху виброперемещений, среднеквадратичному значению виброскорости, пиковым, амплитудным значениям виброперегрузок (виброускорений) с допусками.

Отдельные задачи оценки показателей надежности рассматриваются в ряде работ. Так, «прямая» задача оценки показателей надежности, а, соответственно, и прочности (исходя из геометрических размеров, физических характеристик материалов) рассматривается в работах Тихонова, Болотина, Божко, Проникова, Арасланова, Игнатовича, Тарасова, Трощенко, Жовдака. Следует выделить работы Тихонова В.И., Болотина В.В., в которых рассматриваются вопросы применения теории выбросов к расчетам показателей надежности, а также Арасланова А.М. [1], где используется модифицированный (графический) метод – метод разложения по нормальным составляющим, наиболее пригодный для расчетов показателей безотказности, так как позволяет при относительно небольшом объеме вычислений учитывать все особенности объекта, работы Божко А.Е. [2, 3], в которых рассматриваются вопросы определения показателей безотказности при гармонической и полигармонической нагрузках. В работах Сухореброго В.Г. [4] решается задача оценки вероятности работоспособности как в «прямой» постановке, так и «обратная» задача – задача оптимизации геометрических размеров и характеристик материала конструкции с определением допусков (в вероятностной постановке), исходя из минимума вероятности отказов для всей конструкции и для конструкций ракетно-космической техники, но эти вопросы в работе не рассматривались.

На основании опубликованных работ можно сделать следующие выводы. Для относительно

сложных конструкций авиационно-космического назначения решаются, обычно, частные задачи: расчет показателей безотказности под действием статической нагрузки. Достаточно общие подходы для расчетов показателей надежности (безотказности) с учетом фактического многообразия реальных динамических нагрузок существуют, и работа является продолжением всех этих исследований. Другими словами, численные методы оценки показателей надежности (безотказности) достаточно сложных конструкций требуют развития и всестороннего исследования.

2. Решение проблемы

Конструкции, отвечающие современным требованиям надежности и прочности, могут быть спроектированы с применением компьютерного моделирования их поведения (динамики).

Прогнозирование показателей безотказности – вероятности безотказной работы и наработки на отказ, сводится к решению двух глобальных задач:

- задачи расчета динамических характеристик напряженно-деформированного состояния (расчет и построение амплитудно-частотной характеристики, форм колебаний, резонансных частот и т.д.);
- на основе результатов решения предыдущей задачи определение вышеупомянутых показателей безотказности.

Сама задача прогнозирования показателей безотказности решается двумя разными методами:

- разложение подынтегрального выражения определения вероятности безотказной работы на простые составляющие, применение методов теории выбросов, асимптотического метода, а также методов, связанных с физикой отказов;
- проведение статистических испытаний методом Монте-Карло и методами, примыкающими к ним (в частности, методами с использованием различных типов граничных линейных моделей).

Для решения первой из перечисленных выше задач применялся метод конечных элементов в перемещениях с учетом демпфирования амортизаторов (АПН, АФД) и демпфирующих слоев («СПРУТ», никель-кадмиевое покрытие).

Для решения второй из перечисленных выше задач существуют ГОСТ, ОСТ, НТД, которые определяют критические или максимальные значения вышеперечисленных механических характеристик, что является основой для оценки показателей безотказности.

Заключение

Предполагаемые условия режима полета включают в себя много элементов, однако, главными причинами отказов оборудования становятся лишь некоторые из них, например:

- полетные перегрузки при маневрировании;
- вибрация, удары и акустические шумы;
- температура, высота и влажность;
- соль, пыль и песок.

Исследования, проведенные американскими специалистами, показывают, что основными факторами внешних воздействий, действие которых вызывает большинство отказов, являются [5]:

- температура (21% от общего числа отказов);
- вибрация (14% от общего числа отказов);
- влажность (10%);
- песок, пыль (3%);
- соль (2%);
- высота (1%);
- удары (1%);
- причины, не связанные с воздействием окружающих условий (конструктивные, технологические, производственные) (48%).

За последние 30 лет надежность бортового радиоэлектронного оборудования возросла в 10 – 100 раз [6]. Однако эксплуатационные возможности БРЭО росли значительно медленнее. Обычно при

техническом обслуживании самолета-истребителя 45 – 50% времени внепланового технического обслуживания приходится на устранение отказов электронного оборудования. Поэтому при разработке и эксплуатации бортового радиоэлектронного оборудования большое внимание необходимо уделять повышению уровня надежности применяемых технических средств.

Литература

1. Арасланов А.М. Вероятностные подходы к силовому проектированию элементов конструкций. – Казань: КАИ, 1992. – 91 с..
2. Божко А.Е. О связи показателей надежности и степеней усталостного повреждения изделий // Доповіді Національної академії наук України. Механіка. – 2001. – № 1. – С. 42 – 48.
3. Божко А.Е., Мякохлеб К.Б. Интенсивность отказов во взаимосвязи со степенью повреждения изделия от полигармонической нагрузки // Проблемы машиностроения. Динамика и прочность машин. – 2001. – Т. 4, № 3 – 4. – С. 38 – 42.
4. Сухоребрий В.Г. Инженерные методы проектной оценки вероятности разрушения авиационных конструкций // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1998. – С. 75 – 84.
5. Князев В.Т. Стандартизация и обеспечение надежности бортового радиоэлектронного оборудования за рубежом. – М.: Наука, 1991. – 91 с.
6. Повгородний В.О. Прогнозирование показателей надежности механических конструкций бортовой аппаратуры: Автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.02.09 / Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины. – Х., 2004. – 20 с.

Поступила в редакцию 25.03.2005

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

УДК 621.44.533.697

Ю.Ф. БАСОВ¹, А.Е. ДЕМИН², Ю.П. МАКСИМОВ²¹ *ОАО "Мотор-Сич", Украина,*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В ТРАНСЗВУКОВОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ

На основе усовершенствованного описания профиля лопатки проведена модификация метода расчета и расширена область применения соответствующего программного комплекса, включая ступени с произвольной формой средней линии, в том числе и *S*-образные. Представлены результаты численного моделирования трансзвукового течения в ступени осевого компрессора. Проведено сопоставление с опытными данными.

ступень компрессора, моделирование трансзвукового течения, сопоставление с опытными данными

Введение

Организация процесса доводки газотурбинных двигателей и их элементов в настоящее время невозможна без использования современных информационных технологий. Совершенствование газотермодинамических параметров лопаточных машин проводится на базе вычислительных алгоритмов, позволяющих обоснованно выбрать направление коррекции поверхностей лопаток и проточной части.

1. Формулирование проблемы

При доводке лопаточных венцов даже относительно небольшие изменения их формы, например, подгиб входных кромок, оборачиваются большим объемом вычислительных работ, связанных как с геометрическим моделированием лопаток, так и с выполнением поверочных расчетов и построением суммарных характеристик ступеней в диапазоне рабочих режимов. Поэтому проведение коррекции становится реальным только при использовании специализированных программных комплексов, обладающих высоким быстродействием.

Современное поколение методов расчета осесимметричных течений, основанных на решении

системы уравнений Эйлера, в отличие от их классических предшественников [1 – 3], предполагает использование конечно-разностных схем высокого порядка точности, достаточно точное описание поверхностей лопаток и учет загромождения проточной части в узлах расчетной сетки, что оказывает существенное влияние на качество получаемых результатов расчета. Кроме того, в эти методы вводятся полуэмпирические данные для учета проявления вязких свойств течения. Важной особенностью является возможность определения с помощью таких методов расчета не только структуры течения, но и суммарных характеристик ступеней в широком диапазоне режимов. Высокое быстродействие этих методов позволяет провести необходимый объем расчетных работ в практически обозримое время, а также строить на их основе оптимизационные алгоритмы.

В процессе доводки трансзвуковых ступеней задача проведения численного анализа течения на основе методов поверочного расчета и соответствующих программных комплексов становится особенно актуальной. Однако, сложность геометрии лопаточных венцов таких ступеней приводит к необходимости совершенствования блоков подготовки исходной информации и адаптации численных алгоритмов к расчету таких ступеней.

Метод поверочного расчета, представленный в работах [4, 5], и соответствующий программный комплекс (ПК) AxSym, используемые авторами, предназначены для численного анализа структуры течения и определения суммарных характеристик в изолированных ступенях и многоступенчатых компрессорах на основе заданной геометрии. При подготовке исходных данных геометрические параметры лопаточных венцов могут непосредственно из конструкторской или технологической документации в системе координат, принятой на предприятии, передаваться в программный комплекс для последующей обработки. В случае необходимости для восполнения информации может быть использовано твердотельное моделирование лопаточных венцов с помощью известных пакетов, таких как Pro/Engineer или Unigraphics.

2. Решение проблемы

Проектирование срединной поверхности лопатки S2 на меридиональную плоскость требует знания ее координат в пространстве. Построение этой поверхности исключительно с помощью известных программных пакетов весьма затруднено. Обычно вначале получают координаты профилей, образующихся в результате пересечения лопатки цилиндрическими или коническими поверхностями, определяют координаты их средних линий, проводят их аппроксимацию, а затем осуществляют восстановление срединной поверхности.

Существующий в настоящее время вариант программного комплекса позволяет моделировать форму лопаток и расчет течения в ступенях и многоступенчатых компрессорах, лопатки которых имеют традиционную форму средней линии: дугу окружности, параболы, гиперболы или состоящую из двух сопряженных дуг окружности. В то же время современные трансзвуковые ступени могут иметь более сложное пространственное профилирование, и адаптация программного комплекса для решения таких

задач является актуальной. Для ее осуществления требуется совершенствование геометрической части блока подготовки исходной информации и адаптация комплекса программ в целом.

Одним из путей построения срединной поверхности лопатки является аппроксимация средних линий профилей отрезками полиномов третьей степени, предусматривающая знакопеременный, в общем случае, характер изменения кривизны. Данное предложение реализовано в модифицированном варианте ПК AxSym, который применен для моделирования течения в трансзвуковой компрессорной ступени. Проведен расчет ее характеристик и выполнено сопоставление с опытными данными.

На рис. 1 представлен объект исследования – рабочее колесо (РК) компрессорной ступени. Рис. 2 отражает форму проточной части РК в меридиональной плоскости, где укрупненно показана расчетная сетка. На рис. 3 приведены сечения срединной поверхности лопатки линиями расчетной сетки q_i , полученные в результате применения геометрического блока.

Моделирование течения в ступени выполнено при стандартных атмосферных условиях на входе в лопаточный венец: $T^*=288$ К, $P_g^*=101325$ Па. При моделировании проточной части на входе и выходе обводы имели очертания, близкие к цилиндрическим, и соответствовали проточной части стенда.

На рис. 4 показаны полученные в результате расчета суммарные характеристики компрессорной ступени в виде зависимостей $\bar{\pi}_{cm}^* = f(\bar{G}_{np})$, где $\bar{\pi}_{cm}^* = \pi_{cm}^* / \pi_{cm\ p}^*$, $\bar{G}_{np} = G_{np} / G_{np\ p}$, индексом "p" обозначены параметры ступени на "расчетном" режиме. Там же для сопоставления маркерами нанесены результаты экспериментального исследования. Оценка среднеквадратичного отклонения (СКО) расчетных и опытных значений $\bar{\pi}_{cm}^*$ представлена в табл. 1 для всех частот вращения за исключением режимов максимального расхода.

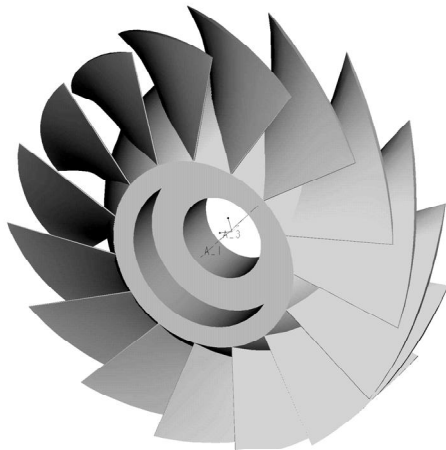


Рис. 1. Объект исследования

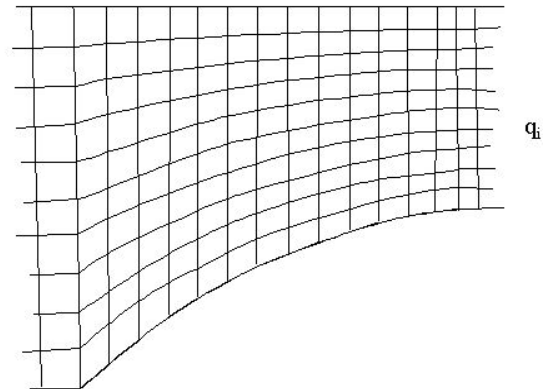


Рис. 2. Расчетная область

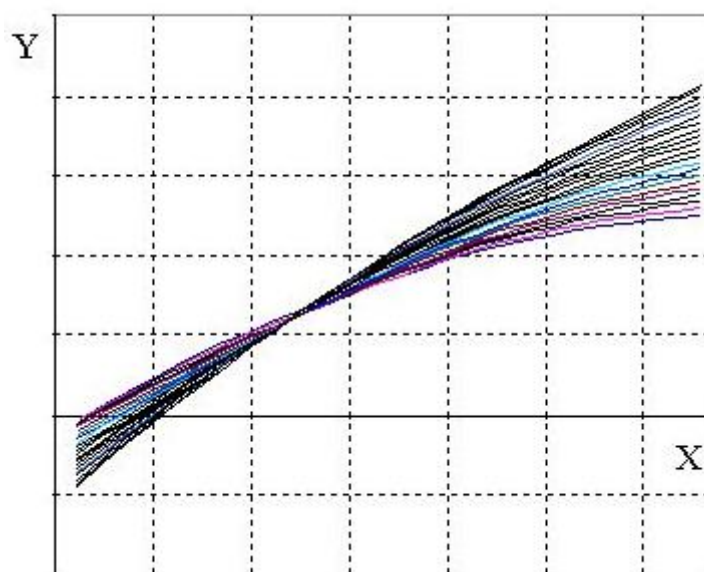


Рис. 3. Средние линии рабочего колеса на линиях расчетной сетки

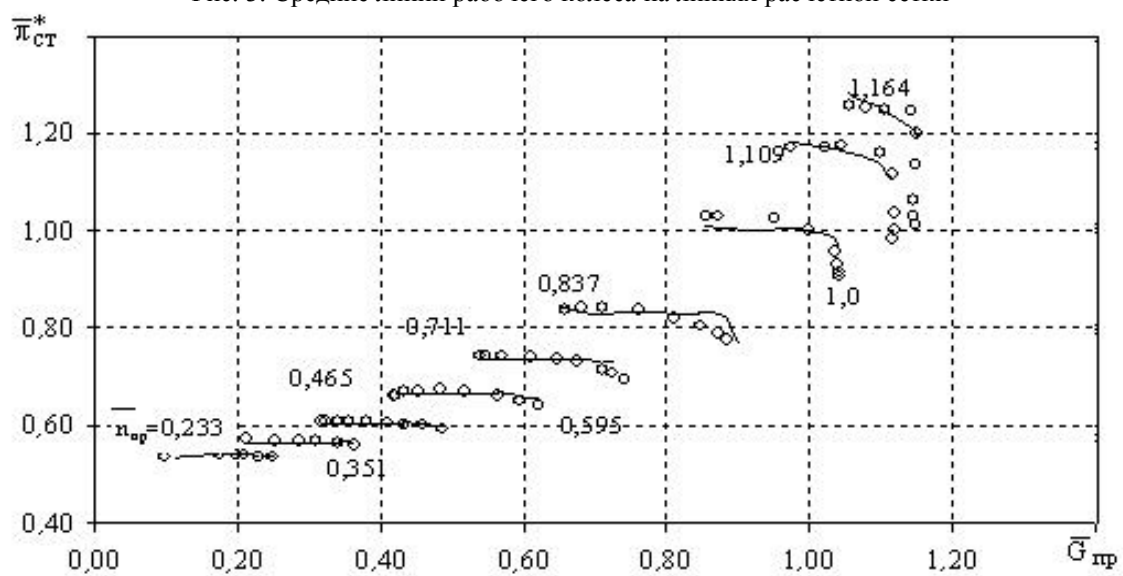


Рис. 4. Характеристика компрессорной ступени

Таблица 1

Среднеквадратичное отклонение по режимам

$\bar{n}_{np}$	0,233	0,351	0,465	0,595	0,711	0,837	1,00	1,109	1,164	среднее
СКО, %	0,012	0,051	0,14	0,393	0,563	1,6	3,544	6,876	2,538	0,497

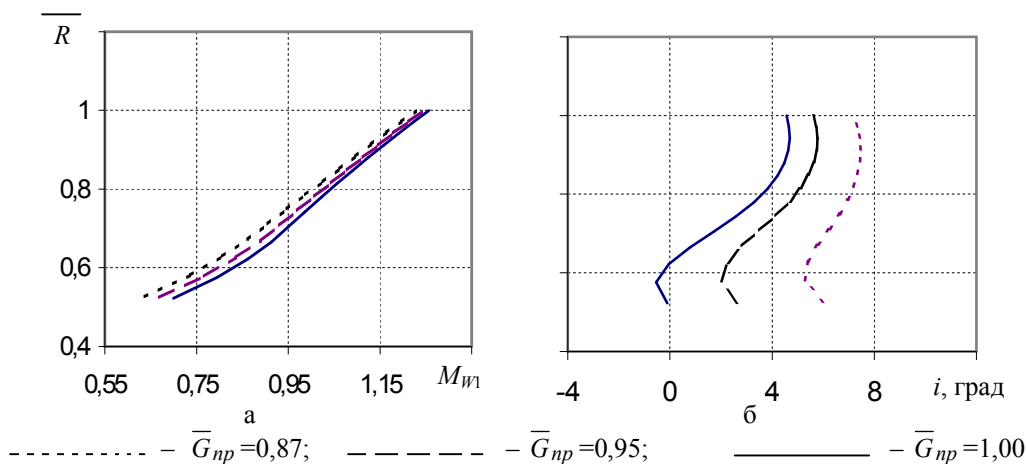
Полученные удовлетворительные результаты согласования опытных и расчетных значений интегральных параметров позволили более детально рассмотреть структуру течения в ступени.

На рис. 5, а показано изменение чисел Маха потока в относительном движении на входе в РК при $\bar{n}_{np} = 1,0$ на трех режимах по расходу. Из рисунка следует, что примерно на 50% высоты лопатки в периферийной области скорость потока, набегающего на рабочее колесо, является сверхзвуковой.

Максимальное значение M_{w1} составляет $\sim 1,28$. Влияние режима работы по расходу на распределение углов натекания на входе в рабочее колесо показано на рис. 5, б.

Увеличение расхода приводит к снижению значений углов натекания.

Увеличение углов натекания вблизи втулки объясняется особенностями профилирования меридиональных обводов втулочной поверхности рабочего колеса в этой области.

Рис. 5. Изменение параметров потока в рабочем колесе по радиусу при $\bar{n}_{np} = 1,0$

Изолинии чисел Маха в абсолютном (неподвижные элементы проточной части) и относительном (рабочее колесо) движении на "расчетной" частоте вращения приведены на рис. 6. Увеличение расхода приводит к расширению сверхзвуковой области в рабочем колесе и увеличению максимальных чисел Маха с $M_{\max} = 1,25$ ($\bar{G}_{np} = 1,0$) до $M_{\max} = 1,44$ ($\bar{G}_{np} = 1,04$). Сгущение изолиний в периферийной области рабочего колеса можно интерпретировать как скачок уплотнения, который при увеличении расхода становится более мощным. Сверхзвуковая область на рабочем колесе в обоих случаях занимает более половины высоты лопатки.

Полученные результаты расчета позволяют также определить структуру течения в направляющем (НА) и спрямляющем (СА) аппаратах. На обоих режимах течение в привтулочных сечениях лопаток НА имеет сверхкритический характер, что может быть причиной появления дополнительных потерь.

С помощью модернизированного ПК AxSym_M получены также углы натекания на неподвижные лопаточные аппараты, что позволило судить о согласованности работы на различных режимах и при необходимости вносить коррективы в геометрические параметры.

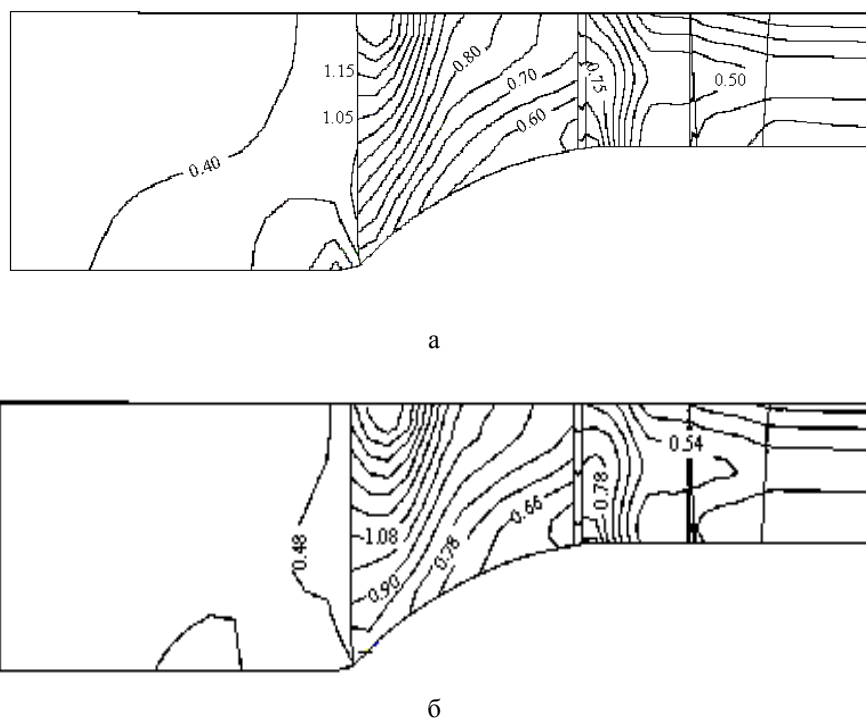


Рис. 6. Изолинии чисел Маха в рабочем колесе при $\bar{n}_{np}=1,0$:

а – $\bar{G}_{np} = 1,0$; б – $\bar{G}_{np} = 1,04$.

Заключение

Полученные удовлетворительные результаты апробации модернизированного ПК AxSym позволяют применять его для исследования в течения трансзвуковых ступенях, что создает реальную основу для усовершенствования и доводки таких ступеней применительно к конкретным условиям работы в системе двигателя

Литература

1. Жуковский М.И. Аэродинамический расчет потока в осевых турбомашинах. – Л.: Машиностроение, 1967. – 288 с.
2. Дорфман Л.А. Численные методы в газодинамике турбомашин. – Л.: Энергия, 1974. – 272 с.
3. Сальников В.С. К расчету осесимметричного потока газа в турбомашинах // Лопаточные ма-

шины и струйные аппараты. – 1972. – Вып. 6. – С. 25 – 48.

4. Бойко Л.Г., Ковалев М.А. Метод расчета до- и трансзвукового течения в осевых компрессорах и результаты его апробации // Сб. научн. трудов Ин-та проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины. – Х.: ИПМаш. – 1997. – С. 231 – 234.

5. Бойко Л.Г., Ковалев М.А., Демин А.Е. Комплекс программ аэродинамического расчета и проектирования компрессоров газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т "ХАИ". – 1998. – Вып. 5 (тематич.). – С. 91 – 93.

Поступила в редакцию 25.02.2005

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

УДК 621.525.24

Л.Г. БОЙКО¹, А.Е. ДЕМИН¹, Е.С. БАРЫШЕВА¹, К.В. ФЕСЕНКО¹,
Ю.С. БУХОЛДИН², В.Н. ДОВЖЕНКО²

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

² *СКБ Турбокомпрессорных машин ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе", Украина*

МЕТОД ПОВЕРОЧНОГО РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА И ЕГО АПРОБАЦИЯ

Представлен двумерный метод расчета течения в центробежном компрессоре. Приведены результаты численного исследования ступени центробежного компрессора с помощью программы поверочного расчета. Проведено сопоставление расчетных и экспериментальных данных, показано их удовлетворительное соответствие.

двумерный метод расчета, центробежный компрессор, функция тока

Введение

Широкое использование в практике проектирования современных методов поверочного расчета позволяет сократить объемы сложных и дорогостоящих экспериментальных работ, а также сроки создания изделий. Поэтому разработка таких методов расчета, обладающих необходимой для практики точностью, работающих в широком диапазоне режимов и построенных на экономичных численных алгоритмах является актуальной задачей.

В настоящее время наибольший объем расчетных работ при создании и доводке турбомашин выполняется с помощью двумерных методов расчета [1 – 2], которые предназначены для исследования структуры течения в проточной части в широком диапазоне режимов работы, определения суммарных характеристик и прогнозирования влияния на них предполагаемых конструктивных изменений.

Описание метода

Ниже представлен метод поверочного расчета осесимметричного течения в центробежных компрессорах, для создания которого использован подход, примененный в работе [1] для исследования

течения в осевых компрессорах. Область применения метода определена до- и трансзвуковыми (до $M = 1,4$) режимами течения.

В основу метода положено решение системы уравнений установившегося движения невязкого нетеплопроводного сжимаемого газа в системе координат, вращающейся равномерно с угловой скоростью $\vec{\omega}$. Для ее замыкания использовано уравнение состояния совершенного газа.

Решение задачи ищется в обобщенной криволинейной системе координат (ξ, η, φ) , что позволяет применить единый подход к рассмотрению течения в осевых, диагональных и центробежных компрессорах, а также упростить постановку граничных условий на ограничивающих поток поверхностях. Отображение расчетной области в физическом пространстве цилиндрических координат (x, r, φ) , рис. 1, на расчетную область в пространстве обобщенных координат (ξ, η, φ) , осуществлено таким образом, чтобы координатные оси ξ и η совпадали с границами области в физическом пространстве, а ось φ – с окружным направлением. При этом предусмотрена возможность разбиения исходной физической области в направлении оси ξ на подобласти с криволинейными границами (рис. 1, а), соответствующими гра-

ницам рабочего колеса, лопаточного и безлопаточного диффузоров, обратного направляющего аппарата и криволинейных каналов между ними.

После применения процедуры осреднения в окружном направлении получим уравнение неразрывности в виде:

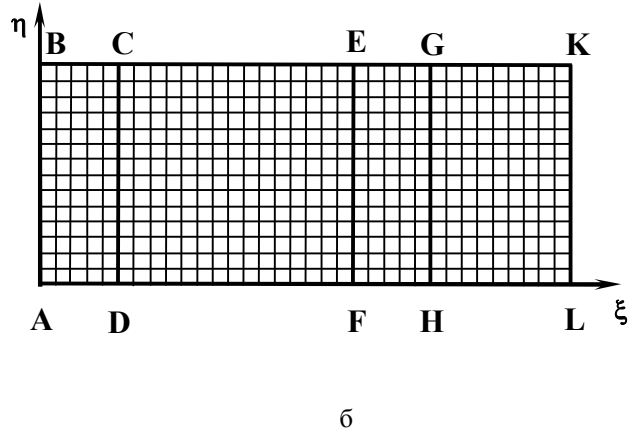
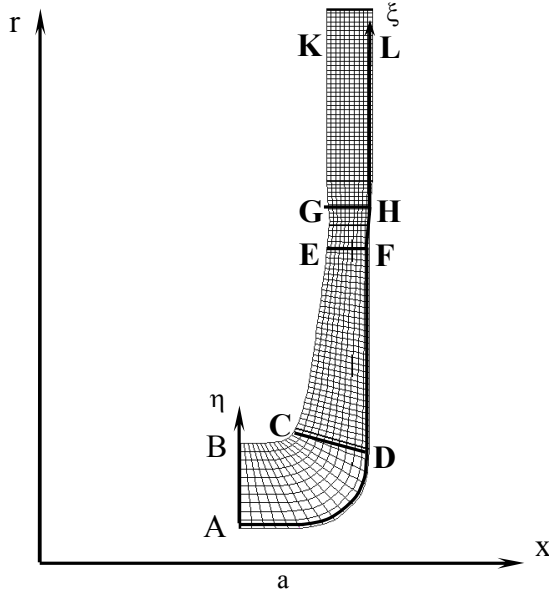


Рис. 1. Отображение расчетной области

$$\frac{\partial(\rho\chi w^\xi \sqrt{g})}{\partial \xi} + \frac{\partial(\rho\chi w^\eta \sqrt{g})}{\partial \eta} = 0,$$

где w^ξ, w^η – контравариантные компоненты вектора относительной скорости течения; χ – коэффициент загромождения проточной части лопаточными венцами; ρ – плотность; g – определитель метрического тензора.

Функция тока ψ определяется на основании уравнения неразрывности:

$$\frac{\partial \psi}{\partial \xi} = -\rho\chi\sqrt{g}w^\eta; \quad \frac{\partial \psi}{\partial \eta} = \rho\chi\sqrt{g}w^\xi.$$

Уравнение энергии, осредненное по окружной координате, представляет собой условие сохранения ротальпии H вдоль поверхности тока $\psi = \text{const}$:

$$\vec{w} \cdot \vec{\nabla} H = 0 \quad \text{или} \quad w^\xi \frac{\partial H}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial H}{\partial \eta} = 0,$$

где $H = c_p \cdot T + (w^2 - u^2)/2$; c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении; T – температура; w – относительная скорость; u – окружная скорость.

Для вычисления функции тока использовано уравнение движения, записанное в энергетической форме [2]:

$$\vec{w} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v}) = \vec{\nabla} H - T \cdot \vec{\nabla} S, \quad (1)$$

где $\vec{v}$ – вектор абсолютной скорости, S – энтропия.

После преобразований для областей занятых лопаточными венцами уравнение (1) примет вид:

$$\frac{\partial P}{\partial \eta} - \frac{\partial Q}{\partial \xi} = U + P \cdot A_\eta - Q \cdot A_\xi, \quad (2)$$

где
$$P = \frac{1}{\rho\chi\sqrt{g}} \left(\gamma_{\xi\xi} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - \gamma_{\xi\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} \right);$$

$$Q = \frac{1}{\rho\chi\sqrt{g}} \left(\gamma_{\xi\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - \gamma_{\eta\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} \right);$$

$$A_\eta = \frac{1}{w^2} \left(\frac{\partial H}{\partial \eta} - T \frac{\partial S}{\partial \eta} \right);$$

$$A_\xi = \frac{1}{w^2} \left(\frac{\partial H}{\partial \xi} - T \frac{\partial S}{\partial \xi} \right);$$

$$U = 2u \cdot \left(n_\eta \frac{\partial r}{\partial \xi} - n_\xi \frac{\partial r}{\partial \eta} \right);$$

$$\gamma_{\xi\xi} = g_{\xi\xi} + r^2 \cdot n_\xi^2;$$

$$\gamma_{\eta\eta} = g_{\eta\eta} + r^2 \cdot n_{\eta}^2;$$

$$\gamma_{\xi\eta} = g_{\xi\eta} + r^2 \cdot n_{\xi} \cdot n_{\eta};$$

n_{η} , n_{ξ} – проекции вектора нормали к срединной межлопаточной поверхности S_2 , введенной аналогично осевым турбомашинам [2], на соответствующие оси.

Для областей, свободных от лопаточных венцов, $u = 0$, $\vec{w} = \vec{v}$. Окружная компонента вектора скорости определяется из осредненной по окружной координате φ -проекции уравнения движения, которая в случае невязкого течения представляет собой условие сохранения циркуляции Γ вдоль поверхности тока:

$$\vec{v} \cdot \vec{\nabla} \Gamma = 0 \quad \text{или} \quad v^{\xi} \frac{\partial \Gamma}{\partial \xi} + v^{\eta} \frac{\partial \Gamma}{\partial \eta} = 0.$$

Тогда уравнение (1) для свободных каналов примет вид (2), где:

$$P = \frac{1}{\rho \chi \sqrt{g}} \left(g_{\xi\xi} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - g_{\xi\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} \right);$$

$$Q = \frac{1}{\rho \chi \sqrt{g}} \left(g_{\xi\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - g_{\eta\eta} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} \right);$$

$$A_{\eta} = \frac{1}{v_m^2} \cdot \left(\frac{\partial H}{\partial \eta} - T \cdot \frac{\partial S}{\partial \eta} - \frac{\Gamma}{r^2} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial \eta} \right);$$

$$A_{\xi} = \frac{1}{v_m^2} \cdot \left(\frac{\partial H}{\partial \xi} - T \cdot \frac{\partial S}{\partial \xi} - \frac{\Gamma}{r^2} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial \xi} \right);$$

$$U = 0.$$

Поле плотности ищется из проекции уравнения движения на вектор относительной скорости:

$$\vec{w} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v}) - \vec{\nabla} H + \vec{\nabla} I - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \vec{\nabla}(\rho I) = 0, \quad (3)$$

которое после осреднения по координате φ принимает вид

$$w^{\xi} \frac{\partial \rho}{\partial \xi} + w^{\eta} \frac{\partial \rho}{\partial \eta} = \rho \cdot F,$$

где

$$F = \frac{1}{k-1} \cdot \frac{1}{I} \left(w^{\xi} \frac{\partial I}{\partial \xi} + w^{\eta} \frac{\partial I}{\partial \eta} \right); \quad (4)$$

I – энтальпия; k – показатель изэнтропы.

Уравнение (4) пригодно для определения поля плотности как в областях, занятых лопаточными венцами, так и в свободных каналах.

На входе в расчетную область (рис. 1, а) на линии АВ задается распределение по радиусу полной температуры, давления и величины закрутки потока v_u или угла входа потока α . На границах АВ и КЛ предусмотрена возможность задания граничных условий двух типов: распределения плотности тока либо наклона линий тока. На твердых стенках АЛ и ВК, ограничивающих проточную часть в меридиональной плоскости, ставятся условия непротекания. Кроме того, задается режим работы компрессора: массовый расход и частота вращения ротора.

Для аппроксимации уравнения (2) вводится девятиточечный шаблон, единообразный для всей расчетной области, и разностная схема для этого уравнения имеет вид

$$P_{i,j+1/2} - P_{i,j-1/2} - h \cdot (P \cdot A_{\eta})_{i,j} - Q_{i+1/2,j} + Q_{i-1/2,j} + h \cdot (Q \cdot A_{\xi})_{i,j} = h \cdot U_{i,j}. \quad (5)$$

Совокупность уравнений (5), записанных для каждого узла расчетной сетки, вместе с граничными условиями образует систему линейных уравнений с сильно разреженной матрицей. Для ее решения используется метод Зейделя [3].

Уравнение (4) может быть записано следующим образом:

$$\psi_{\eta} \frac{\partial \rho}{\partial \xi} = f(\rho, \xi),$$

где $f(\rho, \xi) = \rho \cdot F + \psi_{\xi} \frac{\partial \rho}{\partial \eta}$.

Для его численного интегрирования используется следующая неявная одношаговая схема:

$$\frac{\rho^i - \rho^{i-1}}{h} = \frac{f^i + f^{i-1}}{2},$$

где h – шаг.

Полученная система уравнений решается методом прогонки [3].

В предлагаемом методе расчет сводится к итерациям по функции тока и плотности, причем вычис-

ление этих величин выполняется поочередно. Величина невязки $\delta\psi$ определяется как

$$\delta\psi = \max \left| \psi_{i,j}^{(n)} - \psi_{i,j}^{(n-1)} \right|,$$

где $n-1$ и n – номера предыдущей и текущей итераций.

Если величина невязки $\delta\psi$ не превышает наперед заданной точности ε , то уточняется поле ρ и определяются компоненты вектора скорости. В противном случае итерационную процедуру необходимо повторить для $n+1$ шага.

Учет проявления вязких свойств потока осуществляется косвенно путем введения в уравнение (1) дополнительного члена $\vec{D}$ [4], имитирующего воздействие диссипативных сил на течение:

$$\vec{w} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v}) = \vec{\nabla} H - T \cdot \vec{\nabla} S - \vec{D}.$$

Для уточнения поля плотности введена поправка в уравнение (3):

$$\vec{w} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v}) - \vec{\nabla} H + \vec{\nabla} I - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \vec{\nabla}(\rho I) = -\vec{D}. \quad (6)$$

После скалярного умножения на $\vec{w}$ и осреднения по окружной координате уравнение (6) будет иметь вид:

$$w^\xi \frac{\partial \rho}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial \rho}{\partial \eta} = \rho \cdot F,$$

где $F = \frac{1}{k-1} \cdot \frac{1}{I} \left(w^\xi \frac{\partial I}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial I}{\partial \eta} \right) - \vec{w} \cdot \vec{D}$ или

$$F = \frac{1}{k-1} \cdot \frac{1}{I} \left(w^\xi \frac{\partial I}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial I}{\partial \eta} \right) + T \left(w^\xi \frac{\partial S}{\partial \xi} + w^\eta \frac{\partial S}{\partial \eta} \right).$$

Окружная компонента вектора скорости определяется из осредненной по окружной координате φ -проекции уравнения движения

$$\vec{v} \cdot \vec{\nabla} \Gamma = D_\varphi \quad \text{или} \quad v^\xi \frac{\partial \Gamma}{\partial \xi} + v^\eta \frac{\partial \Gamma}{\partial \eta} = D_\varphi,$$

где $D_\varphi = -\Gamma \frac{T}{v^2} \cdot \left(v^\xi \frac{\partial S}{\partial \xi} + v^\eta \frac{\partial S}{\partial \eta} \right).$

Для определения приращения энтропии

$$dS = \frac{dQ}{T} \quad \text{необходимо определить работу диссипативных сил, соответствующую каждому элементу}$$

проточной части. Учет углов отставания потока осуществляется с помощью коррекции формы средней межлопаточной поверхности тока S_2 . Величины потерь энергии и поправки к углам выхода потока из лопаточных аппаратов определены с помощью обобщенных полуэмпирических зависимостей.

Комплекс программ АхСВ, разработанный в соответствии с изложенным выше алгоритмом, позволяет выполнять поверочный расчет осесимметричного течения в ступени центробежного компрессора, а также получать суммарные характеристики.

Для апробации предложенного метода использованы полученные в ОАО «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе» результаты экспериментальных исследований первой ступени нагнетателя НЦ-6,3/67К-1,7 и отдельных ее элементов [5, 6]. Ниже представлены некоторые из полученных результатов.

Представленные расчеты проводились при стандартных атмосферных условиях на входе ($T^* = 293 \text{ К}$, $P^* = 101325 \text{ Па}$). Рабочее тело – воздух.

Характеристики ступени нагнетателя приведены в безразмерных величинах:

$$\psi_n^* = f(\Phi_0);$$

$$\eta_n^* = f(\Phi_0),$$

где $\psi_n^* = h_n^*/U_2^2$ – коэффициент политропического напора; h_n^* – политропический напор; U_2 – окружная скорость концов лопаток на выходе из рабочего колеса (на диаметре D_2); $\eta_n^* = h_n^*/h_m^*$ – политропический КПД; h_m^* – теоретический напор;

$$\Phi_0 = \frac{4Q_0}{\pi \cdot D_2^2 \cdot U_2} \quad \text{– условный коэффициент расхода;}$$

Q_0 – объемный расход на входе.

При анализе течения в рабочих колесах используется зависимость

$$\psi_m^* = f(\varphi_{r2}),$$

где $\psi_m^* = h_m^*/U_2^2$ – коэффициент теоретического напора; $\phi_{r2} = \frac{V_{r2}}{U_2}$ – коэффициент расхода; V_{r2} – радиальная составляющая скорости на выходе из рабочего колеса.

На рис. 2 представлена расчетная схема ступени центробежного нагнетателя с нанесенной на нее расчетной сеткой и основными сечениями, которые соответствуют:

- 0–1 – каналу перед рабочим колесом;
- 1–2 – рабочему колесу компрессора;
- 2–3 – щелевому диффузору;
- 3–4 – лопаточному (безлопаточному) диффузору;
- 4–5 – поворотному колену;
- 5–6 – обратному направляющему аппарату;
- 6–0' – переходному каналу перед следующей ступенью нагнетателя.

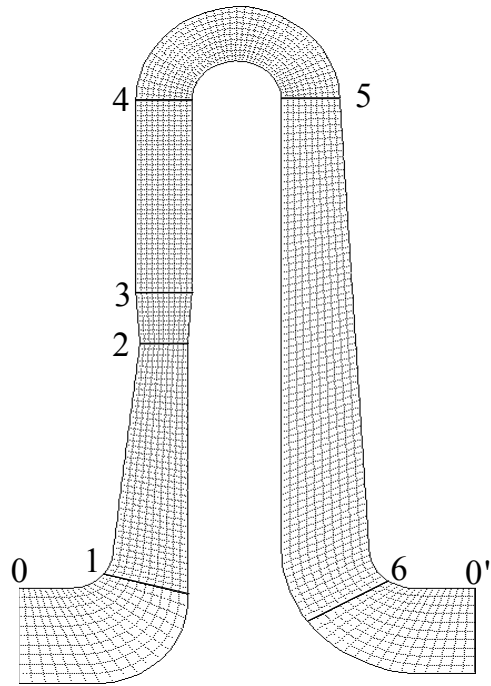


Рис. 2. Схема проточной части ступени центробежного нагнетателя

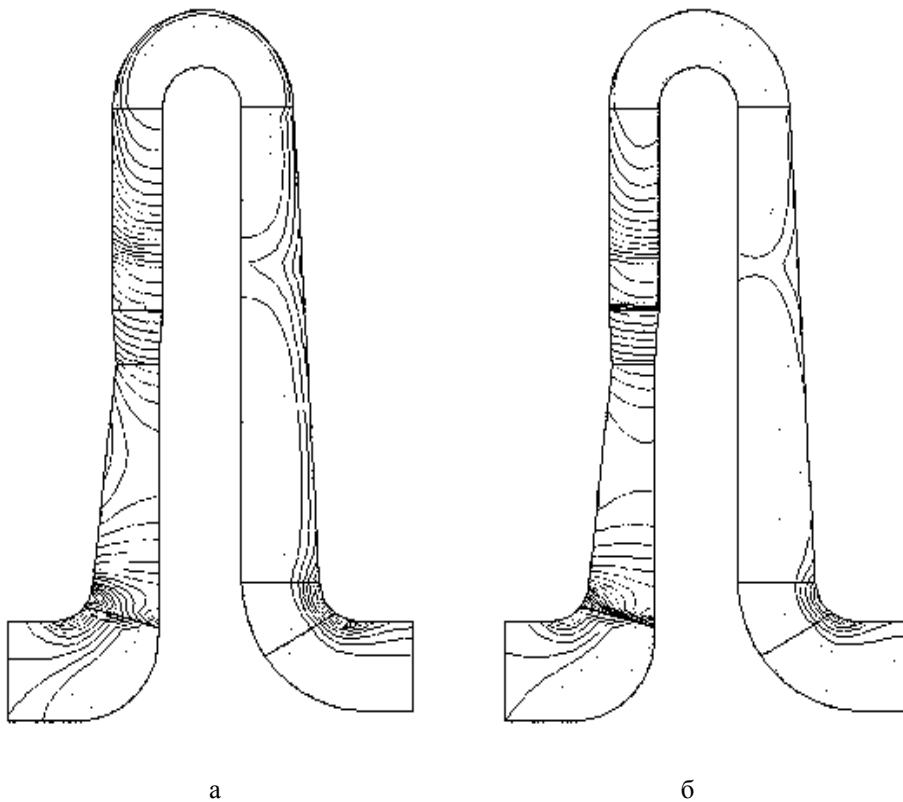


Рис. 3. Изолинии чисел Маха в ступени центробежного компрессора:
а – "расчетный" режим; б – "нерасчетный" режим

На рис. 3 приведены изолинии чисел Маха в проточной части исследуемого нагнетателя (M_V в абсолютном движении – в неподвижных элементах и M_W в относительном движении – в рабочем колесе). На режиме, близком к "расчетному", $\Phi_0 = 0,032$, (рис. 3, а) при повороте потока в канале рабочего колеса наблюдается перекося поля скоростей – поток тормозится на вогнутой поверхности и ускоряется на выпуклой. В рабочем колесе скорости потока в относительном движении снижаются. Процесс торможения продолжается в щелевом и лопаточном диффузорах.

Вход на лопатки лопаточного диффузора безударный ($i_3 \approx 0$ град). При отклонении режима работы от "расчетного" при той же частоте вращения (рис. 3, б) уровень скоростей в проточной части изменяется, вход на лопатки рабочего колеса и лопаточного диффузора носит ударный характер.

На рис. 4 и 5 показаны характеристики рабочего колеса в виде зависимостей $\psi_m^* = f(\varphi_{r2})$ и $\eta_n^* = h_n^* / h_m^*$.

Экспериментальные данные на всех приведенных рисунках представлены маркерами, а результаты расчета – сплошной линией.

На рис. 6 представлено изменение угла натекания на лопатки рабочего колеса (РК) (рис. 6, а), углов выхода потока из РК в абсолютном движении (рис. 6, б) и входа в лопаточный диффузор (ЛД) (рис. 6, в) от коэффициента расхода.

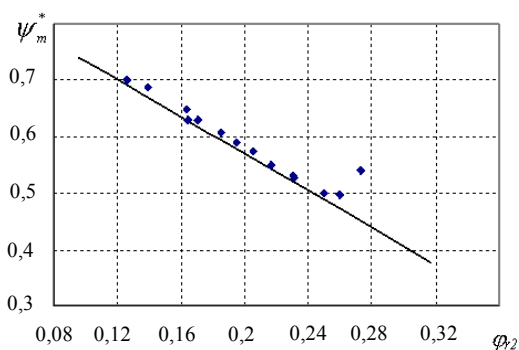


Рис. 4. Зависимость коэффициента теоретического напора $\psi_{\delta 2}^*$ от коэффициента расхода φ_{r2}

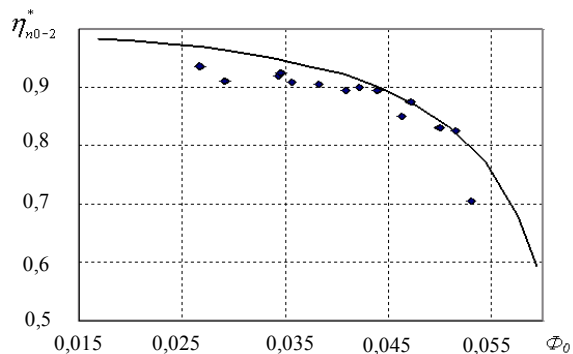
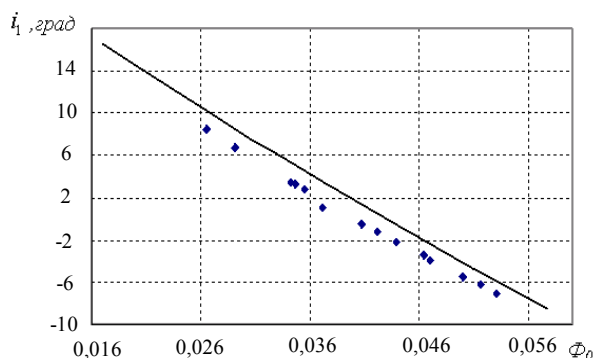
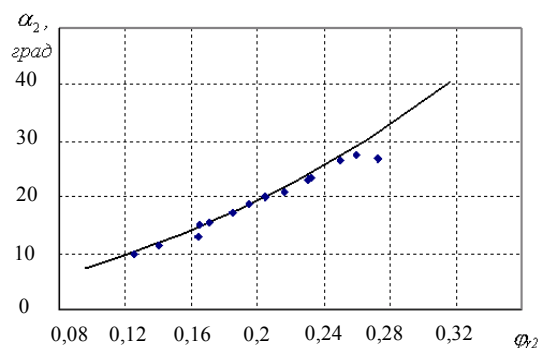


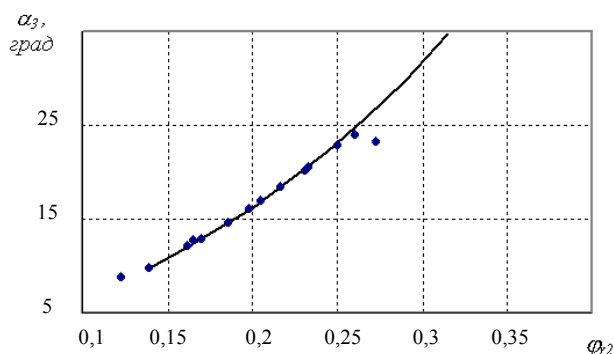
Рис. 5. Зависимость политропического КПД рабочего колеса η_{n0-2}^* от условного коэффициента расхода Φ_0



а



б



в

Рис. 6. Зависимость углов потока от коэффициента расхода

С целью апробации метода расчета исследовано течение в проточной части модельной центробежной ступени, состоящей из рабочего колеса и безлопаточного диффузора. Характеристика этой модельной ступени в безразмерных величинах в виде зависимостей $\psi_n^* = f(\Phi_0)$ и $\eta_n^* = f(\Phi_0)$ представлена на рис. 7, а и 7, б соответственно.

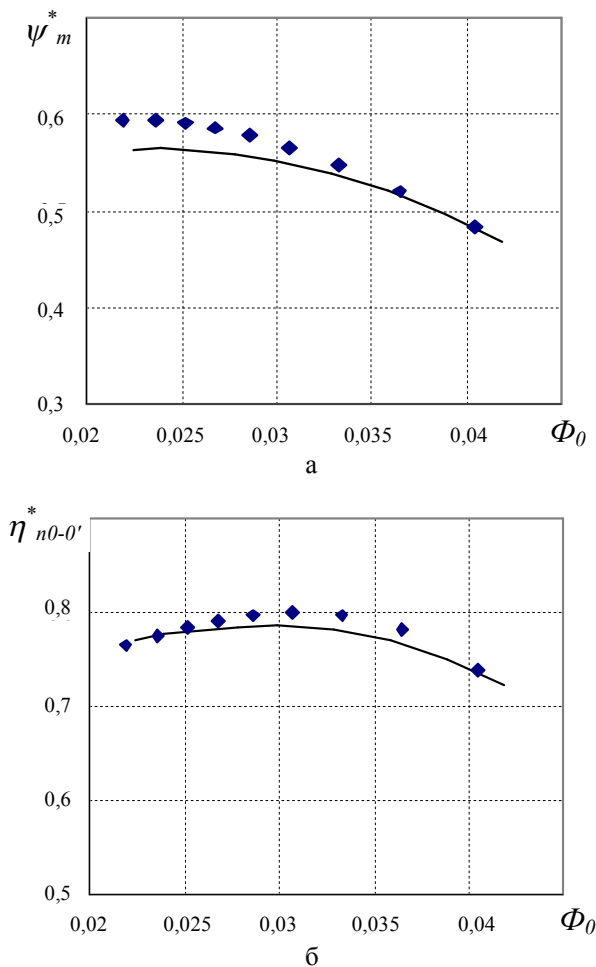


Рис. 7. Характеристика модельной ступени

Выводы

Результаты апробации, представленные на рис. 4 – 7, позволяют сделать вывод об удовлетворительном согласовании расчетных и экспериментальных данных. Моделирование течения в ступенях нагнетателей выполнено без использования поправочных коэффициентов.

Проведенное исследование свидетельствует о работоспособности представленного метода расчета в широком диапазоне режимов.

Литература

1. Бойко Л.Г., Ковалев М.А. Метод расчета до- и трансзвукового течения в осевых компрессорах и результаты его апробации // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Тр. междунар. науч.-техн. конф. (29 сент. – 2 окт. 1997). – Х. – 1997. – С. 231 – 234.
2. Жуковский М.И. Аэродинамический расчет потока в осевых турбомашинах. – Л.: Машиностроение, 1967. – 287 с.
3. Самарский А.А. Введение в численные методы. – М.: Наука, 1987. – 288 с.
4. Новак Метод кривизны линий тока в вычислительных задачах для потока жидкости // Энергетические машины и установки. – 1967. – № 4. – С. 30 – 41.
5. Створення проточних частин відцентрових компресорів для газоперекачувальних агрегатів нового покоління потужністю 6,3 МВт / В.П. Парафійник, В.М. Довженко, С.І. Наконечний, Є.Л. Фурса, О.П. Усатенко // Нафтова і газова промисловість. – 1999. – № 4. – С. 40 – 44.
6. Створення проточних частин відцентрових компресорів для газоперекачувальних агрегатів нового покоління потужністю 6,3 МВт (продовження) / В.П. Парафійник, В.М. Довженко, С.І. Наконечний, Є.Л. Фурса, О.П. Усатенко // Нафтова і газова промисловість. – 1999. – № 5. – С. 41 – 47.

Поступила в редакцию 14.02.2005

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

УДК 621.438:51.001.57

В.П. ГЕРАСИМЕНКО¹, А.С. МАНДРА², Н.Б. НАЛЕСНЫЙ², Т.М. НУРМУХАМЕТОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина²Управление магистральных газопроводов "Черкасытрансгаз", Украина

АДАПТИВНОЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОТУРБИННОГО ПРИВОДА ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩЕГО АГРЕГАТА

Дан анализ перспектив применения математических моделей газотурбинных двигателей в эксплуатации. Рассмотрены пути обеспечения адекватности моделей и их идентификации. Предложен метод адаптивного моделирования двигателя с применением центрального композиционного планирования эксперимента.

газотурбинный двигатель, газоперекачивающий агрегат, математическое моделирование, характеристика, компрессор, турбина, планирования эксперимента, центральный композиционный план

Введение

Развитие систем контроля и диагностирования газоперекачивающих агрегатов (ГПА) [1] позволяет существенно повысить эффективность их эксплуатации по техническому состоянию: своевременно выявлять и устранять дефекты, контролировать и оптимизировать режимы работы, вести учёт работы ресурса и др. Одним из направлений эксплуатационного совершенства является применение математического моделирования как газотурбинных приводов [2, 3], так и компрессоров-нагнетателей природного газа.

1. Формулирование проблемы

Главные задачи, решению которых способствует математическое моделирование, состоят в реализации эксплуатации по техническому состоянию и определении уровня загрузки оборудования, согласовании режимов работы привода с нагнетателем и обеспечении оптимального управления ГПА, выбора рациональных схем соединения ГПА в трубопроводной обвязке компрессорных станций и др. Отличительные особенности перечисленных задач от тех, которые выдвигаются обычно на стадиях проектирования, создания и доводки ГПА, накладывают отпечаток на подходы к моделированию. Важней-

шая из этих особенностей заключается в том, что математическая модель должна предусматривать свою идентификацию [4, 5] в процессе эксплуатации ГПА ввиду происходящих изменений-тренда внутренних и внешних факторов. В этой связи достаточно актуальным является создание адаптивных математических моделей газотурбинных приводов, позволяющих отслеживать изменения характеристик двигателя или его узлов в процессе эксплуатации и вносить уточнения для обеспечения их адекватности.

Целью данной статьи является разработка адаптивных математических моделей газотурбинного двигателя (ГТД) – привода ГПА, учитывающих изменения характеристик в эксплуатационных условиях. Эти изменения могут быть вызваны износом деталей, загрязнением проточной части, отклонениями в системе автоматического регулирования, изменениями состава топливного газа или внешних условий, или другими причинами.

2. Решение проблемы

Очевидно, что обеспечение адекватности математической модели ГТД может достигаться как путём повышения её уровня, так и совершенствованием средств идентификации в эксплуатации. При выборе уровня моделирования необходимо руководствоваться, в первую очередь, назначением мо-

дели и задачами, которые на неё возлагаются. При решении задачи получения внешней характеристики ГТД для интегральной оценки технического его состояния, определения степени загрузки или согласования работы с нагнетателем достаточно ограничиться нулевым уровнем моделирования. Первый же уровень моделирования целесообразен при диагностировании двигателя до узла. Необходимость в более сложных моделях в задачах эксплуатации ГПА обычно не возникает.

2.1. Нулевой уровень моделирования ГТД

Одним из эффективных путей получения математической модели и её идентификации по результатам измерений параметров двигателя является применение теории планирования эксперимента [6]. Важные преимущества такого подхода состоят в обеспечении максимальной точности результата при минимальном количестве опытов и сравнительной простоте вычислительных процедур при определении коэффициентов регрессии, оценке их значимости и проверке адекватности модели. Для получения модели, описывающей внешнюю характеристику газотурбинного двигателя, достаточно ограничиться центральным композиционным планированием (ЦКП) [6], в результате которого характеристика представляется степенным полиномом вида

$$R = \sum_{i,j,k,\dots=0}^2 A_{i,j,k,\dots} x^i y^j z^k \dots \quad (1)$$

Такое утверждение может быть обосновано, с одной стороны, теоретическим анализом [2], а с другой – результатами применения ЦКП при получении аппроксимационных характеристик турбин [7] с учётом того, что внешняя характеристика газотурбинного двигателя во многом определяется характеристикой его силовой турбины. В качестве примера представим характеристику двигателя АИ-336-1-10 в виде полиномов (1), полученных на основе ортогонального центрального композиционного планирования:

$$N_e = -553931,0 - 12,341n_{cm} + 78,7752n_{80} + 12,86 \cdot 10^{-4} n_{cm}n_{80} - 5,84 \cdot 10^{-4} n_{cm}^2 - 28,13 \cdot 10^{-4} n_{80}^2;$$

$$\eta_e = -12,3191 - 19,72 \cdot 10^{-5} n_{cm} + 183,034 \cdot 10^{-5} n_{80} + 25,97 \cdot 10^{-9} n_{cm}n_{80} - 16,92 \cdot 10^{-9} n_{cm}^2 - 68,17 \cdot 10^{-9} n_{80}^2,$$

где N_e и η_e – мощность и КПД двигателя; n_{cm} и n_{80} – частоты вращения силовой турбины и турбокомпрессора высокого давления, соответственно.

Сопоставление рассчитанных по данным формулам значений мощности и КПД с исходными опытными величинами в диапазоне частот $n_{cm} = 3000 - 5800$ об/мин и $n_{80} = 13600 - 14500$ об/мин свидетельствует о хорошем их совпадении: максимальные относительные отклонения составляют не более 1%.

Для реализации предлагаемого метода получения адаптивной модели двигателя в условиях эксплуатации необходимо обеспечить независимое изменение частоты вращения силовой турбины и режима работы газогенераторной части двигателя, например, путём использования двух регулирующих факторов: расхода топливного газа и режима работы нагнетателя по производительности. Мощность и КПД двигателя при этом определяют для разных типов ГПА по соответствующим нормативным документам по эксплуатации.

2.2. Поузловое моделирование ГТД

При необходимости получения поузловой модели двигателя (первого уровня) используют характеристики узлов в виде аппроксимационных зависимостей, которые уточняются в процессе эксплуатации. По изменениям характеристик узлов оценивают их техническое состояние. Эти характеристики определяют по контролируемым параметрам штатной измерительной системой с дополнительными приёмами [2, 8, 9] при недостатке прямых измерений.

Кроме характеристик узлов система уравнений модели включает в себя выражения, отражающие совместную работу узлов и законы сохранения мас-

сы, энергии и т.п. Такое представление модели газотурбинного двигателя является общепринятым, например, в авиационном двигателестроении [10] при получении эксплуатационных характеристик.

Отличительной особенностью реализации задачи в данной постановке является выбор такой формы представления характеристик узлов, которая позволяла бы отслеживать их изменения в эксплуатации. Наиболее сложными узлами двигателя, описание характеристик которых создаёт некоторые трудности, являются компрессор и турбина. Ухудшение их характеристик при эксплуатации в результате загрязнения проточной части или эрозионного и коррозионного износа деталей должно учитываться при выборе средств контроля таких изменений и практической реализации адаптивного моделирования. Особое значение имеет здесь выбор вида варьируемых переменных. С одной стороны, эти переменные должны согласовываться с существующей на двигателе системой регулирования, а с другой – быть удобным для представления характеристики узла. Так, например, для однокаскадного компрессора в качестве таких ортогональных переменных удобно выбирать относительную приведенную частоту вращения ротора

$$\bar{n}_{np} = \frac{n_{np}}{n_{np \text{ расч.}}} \text{ и величину } \left(\frac{\pi_k^*/G_{np}}{\pi_k^*/G_{np}} \right)_p \text{ [11], а харак-}$$

теристику его представлять в виде простейших аппроксимационных зависимостей:

$$\pi_k^* = a_0 + a_1 \bar{n}_{np} + a_2 \left(\frac{\pi_k^*/G_{np}}{\pi_k^*/G_{np}} \right)_p + a_{12} \bar{n}_{np} \left(\frac{\pi_k^*/G_{np}}{\pi_k^*/G_{np}} \right)_p + a_{11} \bar{n}_{np}^2 + a_{22} \left[\left(\frac{\pi_k^*/G_{np}}{\pi_k^*/G_{np}} \right)_p \right]^2; \quad (2)$$

$$\frac{\pi_k^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\pi_k^*} = b_0 + b_1 \bar{n}_{np} + b_2 \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p} + b_{12} \bar{n}_{np} \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p} + b_{11} \bar{n}_{np}^2 + b_{22} \left[\frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p} \right]^2, \quad (3)$$

где π_k^* и η_{mk}^* – степень повышения полного давле-

ния и КПД компрессора ГТД; G_{np} – приведенный расход воздуха; κ – показатель изэнтропы воздуха.

Значения $\left(\pi_k^*/G_{np} \right)_p$ определяют на линии рабочих режимов $\left(\pi_k^*/G_{np} \right)_p = f(\bar{n}_{np})$ при исходной гидравлической сети двигателя (исходных положениях элементов входных и выходных устройств или регулируемого соплового аппарата силовой турбины, например, в ГПА ГТК-10И, ГТК-25И). Изменение приведенной частоты вращения компрессора n_{np} при неизменной температуре окружающей атмосферы достигается регулированием подачи топлива в двигатель. Важным преимуществом использования такого вида аппроксимаций характеристики компрессора является простота получения в эксплуатационных условиях коэффициентов полиномов на основе ЦКП эксперимента [6]. Последовательность получения характеристики в эксплуатационных условиях изложена в работе [11].

Полиномами подобного вида может быть описана и характеристика турбины компрессора, но в иных координатах:

$$\frac{G_z \sqrt{T_z^*}}{P_z^*} = f \left(\pi_{mk}^*, \frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}} \right); \quad \eta_{mk}^* = f \left(\pi_{mk}^*, \frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}} \right), \quad (4)$$

где G_z – расход газа через турбину; P_z^* и T_z^* – полное давление и абсолютная температура газа перед турбиной компрессора; π_{mk}^* – степень понижения полного давления газа в турбине компрессора; n_{mk} – частота вращения ротора турбокомпрессора; η_{mk}^* – КПД турбины компрессора.

Однако, чтобы упростить получение этих полиномов в эксплуатационных условиях по результатам испытаний целесообразно совместить эту процедуру с определением характеристик компрессора. В этом случае на первом этапе находят коэффициенты полиномов с помощью центрального композиционного планирования в промежуточных зависимостях:

$$\begin{aligned} \frac{G_z \sqrt{T_z^*}}{P_z^*} &= f\left(\bar{n}_{np}, \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p}\right); \\ \eta_{mk}^* &= f\left(\bar{n}_{np}, \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p}\right); \\ \pi_{mk}^* &= f\left(\bar{n}_{np}, \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p}\right); \frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}} = f\left(\bar{n}_{np}, \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p}\right), \end{aligned} \quad (5)$$

аналогичных полиномам (2, 3). Затем из совместного решения последних двух выражений находят связи:

$$\bar{n}_{np} = f\left(\pi_{mk}^*, \frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}}\right); \frac{\pi_k^*/G_{np}}{(\pi_k^*/G_{np})_p} = f\left(\pi_{mk}^*, \frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}}\right),$$

подстановкой которых в первые две зависимости (5), получают характеристики турбины компрессора в требуемом виде (4). Возможности преобразования систем координат описания характеристик турбин [9] подтверждают допустимость любой формы представления этих характеристик.

Следует заметить, что в системе двигателя на этапе использования ЦКП при контрольных испытаниях по оценке технического состояния удобнее пользоваться зависимостями непосредственно в форме (5) для описания характеристики турбины компрессора через определение параметров $\frac{G_z \sqrt{T_z^*}}{P_z^*}$; η_{mk}^* ; π_{mk}^* ; $\frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}}$ вместо обычного представления характеристик турбины в форме (4).

Наличие характеристик компрессора в форме аппроксимаций (2, 3) позволяет перейти к обычному их виду: $\pi_k^* = f(G_{np}, \bar{n}_{np})$; $\eta_k^* = f(G_{np}, \bar{n}_{np})$. Более того, независимые переменные $\bar{n}_{np}$ и G_{np} , которые поддаются почти прямому контролю, удобно использовать в системе двигателя и для описания характеристик турбины компрессора, а именно:

$$\begin{aligned} \frac{G_z \sqrt{T_z^*}}{P_z^*} &= f(\bar{n}_{np}, G_{np}); \pi_{mk}^* = f(\bar{n}_{np}, G_{np}); \\ \eta_{mk}^* &= f(\bar{n}_{np}, G_{np}); \frac{n_{mk}}{\sqrt{T_z^*}} = f(\bar{n}_{np}, G_{np}). \end{aligned}$$

И, наконец, переменные $\bar{n}_{np}$, G_{np} удобны и в том смысле, что они представляют поле характеристик компрессора, на котором обычно изображают линию рабочих режимов двигателя в целом. Эта линия является отображением математической модели двигателя, т.к. она получается решением системы уравнений, описывающих модель. Легко показать, что линия, как уравнение совместной работы узлов однофазного ГТД со свободной турбиной, имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{\pi_k^* \sqrt{\eta_k^*}}{\sqrt{\pi_k^{*k} - I}} &= \frac{m_\theta F_\theta q(\lambda_\theta)}{m_z F_{ca} \sigma_{kc} \sigma_{ca} q(\lambda_{ca})} \times \\ &\times \sqrt{\frac{C_p (1 + q_m) (1 - \Delta \bar{G}_o)}{C_{p_z} \left(1 - \pi_{mk}^* \frac{1 - \kappa_z}{\kappa_z}\right) \eta_{mk}^*}}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $m_\theta, m_z, C_p, C_{p_z}$ – постоянные и теплоемкости воздуха и газа; F_θ, F_{ca} – площади входа в компрессор и "горла" первого соплового аппарата турбины; $q(\lambda_\theta), q(\lambda_{ca})$ – газодинамические функции расхода воздуха через компрессор и газа через турбину; σ_{kc}, σ_{ca} – коэффициенты восстановления полного давления в камере сгорания и первого соплового аппарата; q_m – относительный расход топлива; $\Delta \bar{G}_o$ – относительный расход отбираемого воздуха за компрессором; η_m – механический КПД. Здесь

$$m_\theta F_\theta q(\lambda_\theta) = \frac{\sqrt{288}}{101325} G_{np}, \quad m_z F_{ca} \sigma_{ca} q(\lambda_{ca}) = \frac{G_z \sqrt{T_z^*}}{P_z^*}.$$

Наряду с уравнением (6) в систему, представляющую адаптивную математическую модель двигателя, входят также действительные характеристики компрессора (2, 3) и турбины компрессора (4) или (5), полученные по результатам контрольных эксплуатационных испытаний на основе ЦКП.

Эта система уравнений позволяет по известной частоте вращения турбокомпрессора, как режимном параметре, при заданных температуре и давлении воздуха на входе в двигатель определить все основ-

ные параметры, характеризующие работу компрессора и его турбины. Наличие таких данных в конечном итоге обеспечивает подсчёт работы силовой турбины, действительной мощности N_e и эффективного КПД η_e двигателя. В случае ГТД с двухвальным газогенератором уравнение совместной работы (6) записывается отдельно для каждого турбокомпрессора [10]. Кроме того, в систему уравнений входят выражения, вытекающие из условий совместной работы турбин на основе закона сохранения массы (равенства расходов газа).

Заключение

Изложенные алгоритмы позволяют контролировать характеристики газотурбинного привода ГПА и его основных узлов, изменение которых в эксплуатации может быть использовано при оценке их технического состояния.

Литература

1. Сараванамутто, Макисаак. Термодинамические модели для диагностики газовых турбин, устанавливаемых на газопроводах // Тр. амер. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. – 1983. – Т. 105, № 4. – С. 128 – 139.
2. Математичне моделювання газотурбінного приводу газоперекачувального агрегату за фактичним станом / В.П. Герасименко, А.С.Мандра, М.В. Кучерук, Т.М. Нурмухаметов // Нафтова і газова промисловість. – 2004. – № 5. – С. 34 – 37.
3. Епифанов С.В., Парафейник В.П., Папуга А.М. Математическая модель газотурбинного привода авиационного типа блочно-комплектного турбокомпрессорного агрегата // Проблемы машиностроения. – Х.: ИПМаш НАНУ. – 1999. – Т. 2, № 3 – 4. – С. 29 – 37.
4. Епифанов С.В. Анализ современных подходов к идентификации математических моделей ГТД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Держ. аерокосм. ун-т «ХАІ». – 2001. – Вип. 23. Двигуни та енергоустановки. – С. 169 – 174.
5. Епифанов С.В. Регуляризованные алгоритмы параметрической идентификации математических моделей ГТД, основанные на использовании априорной информации // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Держ. аерокосм. ун-т «ХАІ». – 2001. – Вип. 26. Двигуни та енергоустановки. – С. 206 – 209.
6. Герасименко В.П. Математические методы планирования испытаний воздушно-реактивных двигателей: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1982. – 105 с.
7. Герасименко В.П. Аппроксимация характеристик турбины газотурбинного двигателя в широком диапазоне режимов работы // Самолётостроение. Техника воздушного флота: Республ. междуведомств. науч.-техн. сб. – Х.: ХГУ. – 1986. – Вип. 53. – С. 20 – 24.
8. К определению термогазодинамических параметров в проточной части турбоустановок для их диагностирования при доводке и эксплуатации / В.П. Герасименко, А.П. Губский, Н.К. Рязанцев, Б.С. Сотников, Т.М. Нурмухаметов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 1999. – Вип. 9. – С. 264 – 266.
9. О преобразовании систем координат параметров для аппроксимации характеристик газовых турбин / В.П. Герасименко, Н.К. Рязанцев, Ю.А. Анимов, Т.М. Нурмухаметов // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Держ. аерокосм. ун-т «ХАІ». – 2002. – Вип. 30. Двигуни та енергоустановки. – С. 61 – 64.
10. Герасименко В.П. Теорія авіаційних двигунів: Підручник. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "ХАІ". – 2003. – 199 с.
11. Герасименко В.П. К вопросу математического моделирования газотурбинных двигателей с использованием результатов испытаний // Газовая динамика двигателей и их элементов. – Х.: ХАИ. – 1983. – Вип. 2. – С. 57 – 61.

Поступила в редакцию 05.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.И. Капцов, УкрНИИгаз, Харьков.

УДК 621.43.052

А.П. МАРЧЕНКО¹, И.В. ПАРСАДАНОВ¹, Д.Е. САМОЙЛЕНКО¹,
В.А. ПЕТРОСЯНЦ², В.Н. МИХАЙЛИК²

¹ *Национальный технический университет "ХПИ", Украина*

² *ООО "Турбо-Веста", Украина*

ВЫБОР ЗАКОНА РЕГУЛИРОВАНИЯ ТУРБИНЫ АВТОТРАНСПОРТНОГО ДИЗЕЛЯ

Проведена оценка экологических и экономических показателей дизельных двигателей со штатным и регулируемым турбокомпрессорами. Получен закон регулирования турбокомпрессора с безлопаточным направляющим аппаратом, обеспечивающий наилучшую экономичность и минимальную токсичность автотранспортного дизеля. Реализованный подход к выбору закона регулирования турбины справедлив для любых агрегатов с системой регулирования, включая авиационные турбины.

наддув, турбина, безлопаточный направляющий аппарат, закон регулирования

Введение

Известно, что двигатели со свободным турбокомпрессором (ТКР) имеют наилучшие показатели топливной экономичности и токсичности отработавших газов (ОГ) лишь на отдельных режимах работы двигателя внутреннего сгорания (ДВС). Согласование работы ДВС и ТКР в широком диапазоне нагрузок и частот вращения коленчатого вала является эффективным способом повышения технико-экономических характеристик, особенно автотранспортных дизелей. Для этого применяют различные способы регулирования компрессора или турбины.

1. Формулирование проблемы

Необходимость регулирования обусловлена резким падением степени повышения давления лопаточных машин при уменьшении расхода газа и частоты вращения ротора ТКР, вызванных снижением нагрузки и частоты вращения коленчатого вала двигателя. В результате создаются неблагоприятные условия для формирования внешней характеристики двигателя, ухудшается его работа на малых нагрузках при неустановившихся режимах.

Анализ литературных источников показал, что отмеченная выше проблема может решаться несколькими способами:

- применением комбинированных систем, т.е. установкой совместно со свободным ТКР вспомогательного агрегата – приводного нагнетателя, гидравлической турбины, компрессора с электроприводом, вспомогательного аккумулятора давления и других агрегатов; основные недостатки таких систем описаны в работе [1].
 - применением внешнего и внутреннего регулирования, основанного на непосредственном управлении работой турбокомпрессора; среди способов внешнего регулирования наибольшее распространение получил перепуск части отработавших газов мимо турбины [2], однако в этом случае не в полной мере используется энергия ОГ, что снижает эффективность силовой установки в сравнении с внутренними способами регулирования турбины турбокомпрессора.
- К способам внутреннего регулирования турбины относятся:
- регулирование изменением парциальности турбины ТКР;
 - регулирование изменением угла выхода потока газа из соплового аппарата (сопловое регулирование);
 - регулирование за счет изменения проходного сечения улитки турбины.

Среди указанных способов внутреннего регулирования наиболее простым принято считать третий, реализованный при регулировании в ТКР с безлопаточным направляющим аппаратом (БНА). Его преимущества в сравнении с сопловым регулированием рассмотрены в работе [3].

2. Цели и задачи исследования

Целью и задачей исследования является выбор закона регулирования турбокомпрессора с БНА автотранспортного дизеля, обеспечивающего снижение удельного эффективного расхода топлива и минимальную токсичность ОГ.

3. Объект и результаты исследования

В качестве объекта исследования был выбран дизель 6ЧН 13/11,5 (СМД-62) в базовой комплектации, на котором последовательно устанавливались серийный ТКР-8,5ТВ-02 и опытный ТКР с регулируемой турбиной.

Исследование проводилось по нагрузочным и внешним характеристикам. Ограничительным параметром являлась максимально допустимая, с точки зрения надежной работы ТКР, температура ОГ дизеля $t_{OG} \leq 660^\circ\text{C}$.

Экологические показатели дизеля оценивались эмиссией оксидов азота (NO_x) и монооксида углерода (CO), а также оптической плотностью ОГ (N).

Определение оптической плотности отработавших газов проводилось в соответствии с методикой Правил ЕЭК ООН №24.03 и с использованием обобщенной эмпирической зависимости, позволяющей определять N при различных частотах вращения коленчатого вала (n) по известным значениям коэффициента избытка воздуха (α) [4]. Оценка эмиссии NO_x и CO выполнена с использованием данных исследований, проведенных в ГСКБД.

Одним из факторов, определяющих качество протекания рабочего процесса дизеля, является соотношение количества подаваемого в цилиндр воздуха к количеству впрыскиваемого топлива, опреде-

ляемое коэффициентом избытка воздуха. Известно, что величина проходного сечения в турбокомпрессорах с БНА на одном и том же режиме работы дизеля позволяет изменять величину давления наддува, а следовательно, и α . В связи с этим, при реализации регулирования турбокомпрессора с БНА необходимо определить зависимость величины проходного сечения улитки турбины (F_c) от режима работы двигателя.

Испытуемый регулируемый турбокомпрессор был оснащен механизмом, позволяющим плавно изменять сечение F_c в диапазоне от 1330 до 2360 мм² (у серийного ТКР $F_c = 2065$ мм²).

Как видим из графиков (рис. 1), на режимах малых нагрузок при частотах вращения коленчатого вала, соответствующих режиму максимального крутящего момента $n = 1550$ и 1300 мин⁻¹, максимальное раскрытие сечения F_c позволяет снизить удельный эффективный расход топлива (g_e) на 3 ... 8 г/(кВт·ч). С увеличением нагрузки выигрыш в g_e уменьшается, и при достижении границы нечувствительности g_e к регулированию [3], имеет место обратная тенденция – уменьшение F_c приводит к

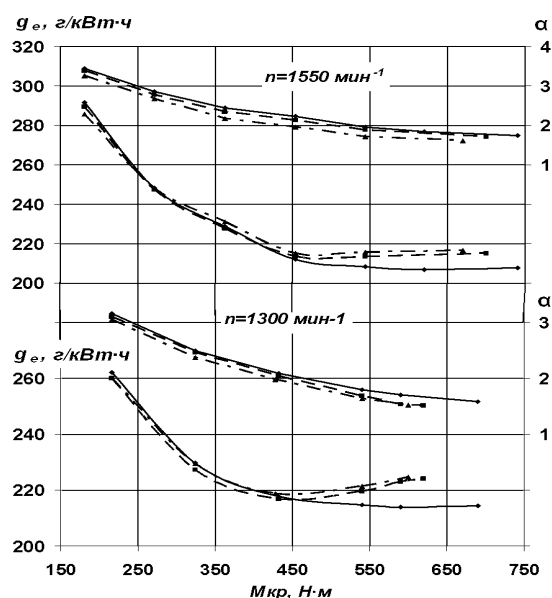


Рис. 1. Изменение удельного эффективного расхода топлива по нагрузочным характеристикам дизеля при $n = 1300$ и 1550 мин⁻¹:

- ◆— минимальное сечение F_c ;
- сечение F_c для серийного ТКР;
- ▲— максимальное сечение F_c

снижению удельного эффективного расхода топлива. В то же время максимальное уменьшение сечения БНА улитки позволяет достичь больших значений крутящего момента, подняв коэффициент приспособляемости двигателя на 8%, при снижении g_e (рис. 2). На номинальном режиме работы дизеля величина сечения F_c не оказывает влияния на удельный эффективный расход топлива.

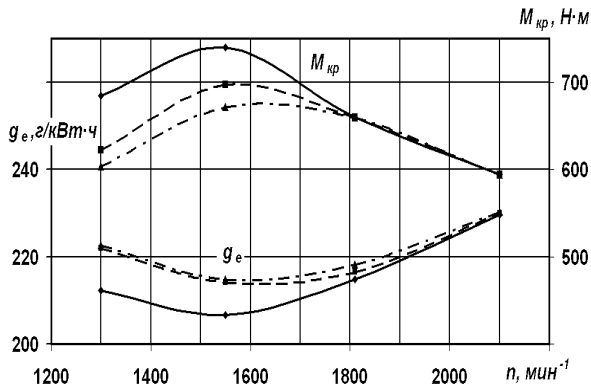


Рис. 2. Изменение удельного эффективного расхода по внешней характеристике дизеля:

- ◆— минимальное сечение F_c ;
- сечение F_c для серийного ТКР;
- ▲— максимальное сечение F_c

В табл. 1 приведены значения оптической плотности ОГ исследуемого дизеля. На режимах $n = 1300 \text{ мин}^{-1}$ и $n = 1550 \text{ мин}^{-1}$ внешней характеристики с серийным ТКР она превышает значения норм, установленных Правилами ЕЭК ООН № 24. Это свидетельствует о необходимости перенастройки турбокомпрессора, либо установки регулируемого ТКР.

Как видно из рис. 3, на скоростном режиме номинальной мощности увеличение α с 2,06 до 2,2, которое обеспечивается при регулировании, практически не влияет на эмиссию NO_x и CO . Но, поскольку оптическая плотность ОГ при этом снижается на 7% без ухудшения экономичности (табл. 1), рационально обеспечить величину сечения $F_c = 1330 \text{ мм}^2$ с соответствующим значением $\alpha = 2,2$.

Для режима максимального крутящего момента (рис. 3) выбор минимального сечения F_c более существенно сказывается на экономических и экологических

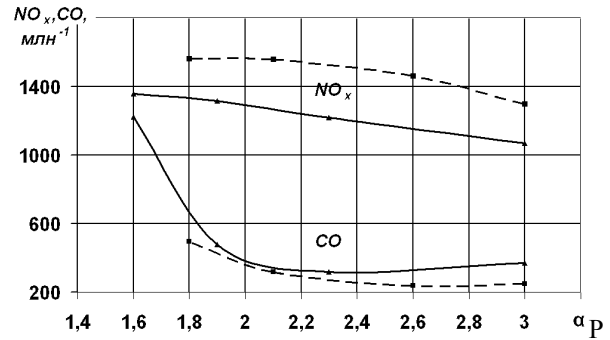


Рис. 3. Зависимость состава ОГ от коэффициента избытка воздуха при $n = 2100$ и 1550 мин^{-1} :

- $n = 2100 \text{ мин}^{-1}$;
- ◆— $n = 1550 \text{ мин}^{-1}$

показателей дизеля. Так, увеличение α с 1,66 до 1,84 приводит к улучшению экономичности на 7 г/(кВт·ч) , уменьшению эмиссии NO_x на 250 млн^{-1} , CO — на 530 млн^{-1} и снижению N на 10%. Таким образом, можно сделать вывод о целесообразности уменьшения сечения F_c на всей ветви внешней характеристики.

Результаты проведенных исследований позволяют предложить трехпозиционное регулирование турбины ТКР, представленное графически на рис. 4.

В соответствии с рис. 4, нахождение рабочей точки в одной из трех зон регулирования будет однозначно определять необходимую величину F_c регулируемого ТКР.

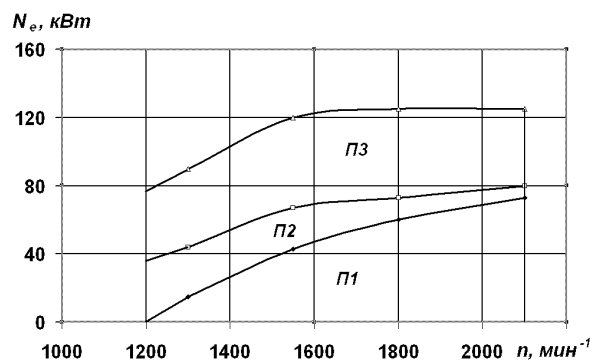


Рис. 4. Закон трехпозиционного регулирования дизеля типа СМД-62:

- П1 — область регулирования, соответствующая максимально раскрытому сечению БНА ($F_c = 2360 \text{ мм}^2$);
- П2 — область регулирования, соответствующая серийному сечению БНА ($F_c = 2065 \text{ мм}^2$);
- П3 — область регулирования, соответствующая минимальному сечению БНА ($F_c = 1330 \text{ мм}^2$)

Таблица 1

Расчетные и нормируемые значения N для дизеля с серийным и регулируемым турбокомпрессорами по внешней характеристике

№ п/п	Режим	Серийный ТКР $F_c = 2065 \text{ мм}^2$		Регулируемый ТКР $F_c = 1330 \text{ мм}^2$		Нормируемая величина N , %
		α	N , %	α	N , %	
1	$Ne = 84,7 \text{ кВт}$, $n = 1300 \text{ мин}^{-1}$	1,51	58	1,74	42	48
2	$Ne = 113,2 \text{ кВт}$, $n = 1550 \text{ мин}^{-1}$	1,66	47	1,84	37	45
3	$Ne = 125 \text{ кВт}$, $n = 1800 \text{ мин}^{-1}$	1,85	37	2,02	31	43
4	$Ne = 125,1 \text{ кВт}$, $n = 2100 \text{ мин}^{-1}$	2,06	34	2,2	27	38

При этом такой подход будет справедлив для поля характеристик, находящихся в диапазоне частот от 1200 до 2100 мин^{-1} .

Заключение

1. На основании исследования дизеля 6ЧН 13/11,5 установлено:

– регулирование турбокомпрессора эффективно как на режимах малых нагрузок, где снижение удельного эффективного расхода топлива составляет 3 ... 8 г/(кВт·ч), так и на режимах максимального крутящего момента, где обеспечивается снижение g_e на 7 ... 12 г/(кВт·ч). При этом коэффициент приспособляемости дизеля увеличивается на 8%;

– на номинальном режиме увеличение α незначительно сказывается на эмиссии NO_x и CO , однако способствует снижению оптической плотности ОГ на 7%;

– для режима максимального крутящего момента при $n = 1550 \text{ мин}^{-1}$ регулирование позволило уменьшить выбросы NO_x на 250 млн^{-1} , CO на 530 млн^{-1} , оптическую плотность ОГ на 10%.

2. Проведенные исследования позволили предложить закон трехпозиционного регулирования турбокомпрессора в диапазоне частот вращения вала двигателя от 1200 до 2100 мин^{-1} .

Литература

1. Марченко А.П., Самойленко Д.Е., Петросянц В.А. Оценка эффективности применения соплового регулирования для наддува четырехцилиндрового автотракторного дизеля // Вестник науки и техники. – Х.: ООО “ХДНТ”, 2004. – №1 (16). – С. 42 – 51.
2. Турбодвигатели и компрессоры: Справ. пособие / Г. Хак, Гангкайель. – М.: Астрель, 2003. – 351 с.
3. Марченко А.П., Петросянц В.А., Самойленко Д.Е. и др. Улучшение технико-экономических показателей транспортного дизеля путем регулирования турбокомпрессора с безлопаточным направляющим аппаратом // Двигатели внутреннего сгорания. – 2004. – Вып. 1. – С. 3 – 6.
4. Остапенко Г.И. Определение программы регулирования давления наддува тракторного дизеля // Двигатели внутреннего сгорания. – Х.: Высш. шк. – 1985. – Вып. 42. – С. 54 – 59.

Поступила в редакцию 14.03.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Ерошенко, Харьковская государственная академия железнодорожного транспорта, Харьков.

УДК 621.438:621.515

В.А. ШКАБУРА¹, А.И. СЫСУН²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*² *Ровенский завод тракторных агрегатов, Украина*

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ДЛЯ ТУРБОНАДДУВА ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрен вопрос использования диагональных компрессоров и турбин в традиционных турбокомпрессорах, а также турбокомпрессора с общим рабочим колесом для повышения эффективности их работы в комбинированных турбопоршневых двигателях.

турбокомпрессор, диагональное рабочее колесо, турбина, компрессор, турбомашина, турбонаддув поршневого двигателя, меридиональная кривизна межлопаточного канала, коэффициент сопротивления, коэффициент быстроходности, коэффициент производительности, общее рабочее колесо

Введение

Использование турбокомпрессоров для повышения удельной мощности двигателей стало довольно распространённым явлением. Однако задача эффективного применения турбокомпрессоров для турбонаддува поршневых двигателей в целях повышения их экономичности остаётся весьма актуальной [1, 2]. Её решение в значительной степени определяется уровнем понимания происходящих в двигателях процессов, рациональным применением турбонаддува и степени совершенства турбокомпрессоров.

1. Формулирование проблемы

Как показывает опыт, для турбонаддува поршневых двигателей автотракторного назначения повсеместно используют турбокомпрессоры с радиально-осевыми компрессором и турбиной. В двигателях большой и средней мощности применяют турбокомпрессоры, которые содержат осевые турбины [2, 3]. Такое разделение объясняется тем, что при малых объёмных расходах радиально-осевые турбины имеют несколько более высокий КПД, хорошо komponуются в турбокомпрессоре и сравнительно просты по устройству.

Однако это не всегда оправдано, например, в турбокомпрессорах для низкого турбонаддува дви-

гателей, где из-за большого отношения диаметров рабочих колёс D_1/D_2 , получается большая меридиональная кривизна межлопаточного канала рабочего колеса [1], которая является основной причиной дополнительных потерь механической энергии в ступени турбомшины и снижения коэффициента мощности и КПД компрессора. Это касается и турбинных ступеней. Известно [3 – 5], что переход от осевого рабочего колеса к радиально-осевому приводит не только к существенному увеличению напора компрессора, но и к заметному росту коэффициента потерь ζ_{PK} и уменьшению скоростного коэффициента [5]:

$$\psi \approx \sqrt{1 - \zeta_{PK}} \quad (1)$$

именно из-за роста меридиональной кривизны межлопаточного канала, которая с увеличением отношения диаметров рабочего колеса (РК) возрастает.

Чтобы сохранить необходимый уровень скоростного коэффициента, в компрессорах стали применять РК с загнутыми назад лопатками $\beta_{л2} = 60 \dots 75^\circ$ [1], а чтобы обеспечить необходимое значение коэффициента мощности, увеличивают наружный диаметр РК и количество лопаток.

Для снижения гидравлических потерь энергии используют двухъярусные решётки. Однако приме-

нение таких ступеней существенно усложняет технологию изготовления рабочих колёс.

2. Решение проблемы

Вначале рассмотрим, какие параметры влияют на коэффициент потерь энергии в межлопаточном канале рабочего колеса. В общем случае коэффициент потерь зависит от семи коэффициентов [5 – 7]:

$$\zeta_{pk} = K_f K_\theta K_r K_d K_\beta K_u K_{Re}, \quad (2)$$

где K_f – коэффициент, учитывающий изменение площади поперечного сечения канала; K_θ – коэффициент, учитывающий меридиональный угол поворота канала; K_r – коэффициент, учитывающий отношение меридионального радиуса межлопаточного канала к его гидравлическому диаметру R/d_c ; K_d – коэффициент, учитывающий форму поперечного сечения межлопаточного канала; K_β – коэффициент, учитывающий угол поворота канала в окружном направлении; K_u – коэффициент, учитывающий влияние центробежных и кориолисовых сил; K_{Re} – коэффициент, учитывающий режим течения газа в межлопаточном канале РК.

При $Re \geq 10^5$ можно принять $K_{Re} = 1$.

Проведенные исследования показали, что увеличение отношения диаметров РК приводит к увеличению коэффициента потерь K_r , поэтому отношение R/d_c должно быть выше единицы (рис. 1).

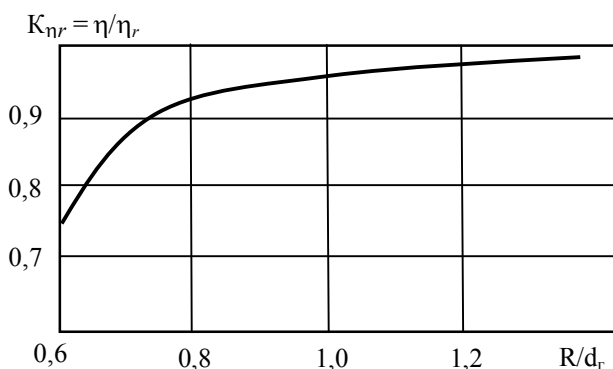


Рис. 1. Зависимость относительного КПД ступени компрессора от кривизны канала РК

Чтобы уменьшить указанное влияние без увеличения числа лопаток, имеет смысл перейти к диагональному рабочему колесу, так как оно имеет заметно меньшую кривизну межлопаточного канала и существенно выше скоростной коэффициент.

На рис. 2 для сравнения показаны меридиональные сечения двух типов рабочих колёс, из рисунка видно, что без уменьшения напора рабочего колеса можно существенно снизить коэффициент потерь благодаря использованию диагонального рабочего колеса.

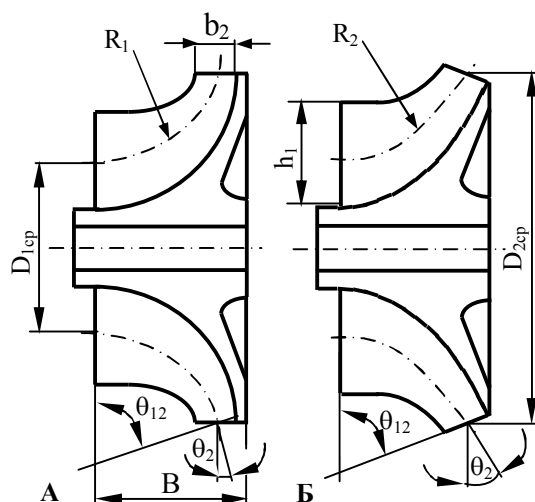


Рис. 2. Меридиональные сечения колёс компрессора:
А – осерадиального;
Б – диагонального

Применение РК с загнутыми назад лопатками позволяет снизить коэффициент потерь путём уменьшения диффузорности канала и поворота потока в окружном направлении. Однако для компенсации снижения напора РК необходимо увеличить его диаметр.

В качестве объекта совершенствования был взят турбокомпрессор ТКР 8,5-Н1(3) для низкого турбонаддува двигателей. В результате оптимизации геометрических параметров компрессора с учётом основных видов потерь в РК по формуле (2) было установлено, что диагональное рабочее колесо позволяет повысить КПД компрессора в среднем на 3 ... 4% при остальных равных условиях.

Применение диагональных турбин в турбокомпрессорах с низким турбонаддувом позволяет увеличить их пропускную способность вследствие снижения кривизны проточной части рабочего колеса и соответственного увеличения коэффициента расхода [7]. Это приводит к снижению температуры и давления газа на выходе из двигателя [1, 3, 4].

Критерием для выбора вида меридионального сечения колёс турбины и компрессора могут служить либо всем известный коэффициент быстроходности [4], либо новый коэффициент, названный коэффициентом производительности [8]:

$$n_Q = \frac{V \omega}{H D_{cp}}. \quad (3)$$

Преимущество данного коэффициента заключается в том, что он связывает основные параметры турбомашины (V, H, ω, D) без степенных зависимостей.

В работе [1] отмечено, что по мере снижения диаметра колёс компрессора или турбины наблюдается тенденция к снижению их КПД. Основная причина кроется в том, что по мере уменьшения диаметра колёс, как правило, снижается критерий $Re = wd_z/\nu$ и соответственно растёт $K_{Re} = f(Re)$.

Чтобы максимально снизить влияние данного фактора при расходе воздуха менее 0,1 кг/с предлагается для турбонаддува использовать турбокомпрессор с общим рабочим колесом. В результате проведенных исследований установлено, что при расходе воздуха менее 0,1 кг/с заметное влияние на коэффициент потерь в рабочем колесе оказывает коэффициент K_{Re} [9], учитывающий режим течения в РК. Одним из наиболее действенных способов снижения данного вида потерь является использование турбокомпрессора с общим рабочим колесом (ТКО) [10]. В силу особенности его работы этот турбокомпрессор имеет примерно вдвое большую высоту лопаток по сравнению с обычными турбокомпрессорами. Поэтому данный турбокомпрессор имеет явную перспективу применения в двигателях мощ-

ностью менее 100 кВт и невысоким уровнем наддува, т.е. при степени повышения давления $\pi_k = 1,25 \dots 1,30$, когда традиционные турбокомпрессоры становятся неэффективными.

На рис. 3 показаны данные расчётного исследования турбокомпрессора с общим рабочим колесом с противоточной схемой движения потоков. С этой схемой рабочее колесо имеет наиболее простую форму лопаток, и поэтому её легче реализовать. Чтобы повысить приёмистость двигателя с низким турбонаддувом, предлагается применять ТКО с механической связью. Такая схема целесообразна в высокооборотных двигателях, где данный тип турбокомпрессора можно согласовать с двигателем с помощью одной зубчатой передачи.

Проведенные исследования показали, что для эффективной работы данного типа турбокомпрессора с наружным диаметром рабочего колеса $D_{к2} = 164$ мм он должен иметь обороты ротора n_{mko} не ниже 12 тыс. об./мин, поэтому передаточное отношение между двигателем и турбокомпрессором должно быть порядка $i_n = 3 \dots 3,5$.

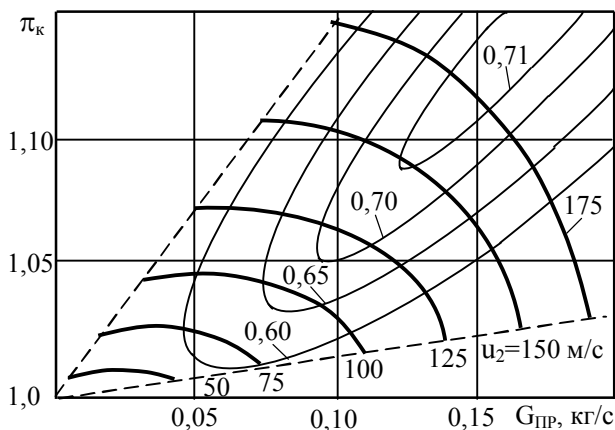


Рис. 3. Расчётная характеристика компрессорной части турбокомпрессора с общим рабочим колесом (ТКО)

Согласование поршневой части четырёхтактного двигателя с турбокомпрессором можно выполнить с помощью формулы

$$i_n = \frac{n_{mko}}{n_d} = \frac{\rho_k}{\rho_s} \frac{\eta_v i V_h}{(\pi D_{lcp})^2 h_l}, \quad (4)$$

где η_v – коэффициент наполнения; iV_h – рабочий объём двигателя; n_d – частота вращения вала двигателя; ρ_e, ρ_k – плотность воздуха на входе и выходе из компрессорной части ТКО.

Для получения более высокого давления наддува двигателя весьма интересным вариантом решения задачи является последовательное сжатие воздуха с помощью традиционного турбокомпрессора НД с диагональным компрессором и турбиной и турбокомпрессора с общим рабочим колесом.

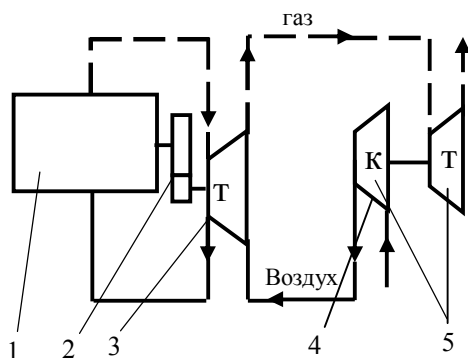


Рис. 4. Схема комбинированного двигателя:

- 1 – поршневой двигатель;
- 2 – передача;
- 3 – турбокомпрессор с общим рабочим колесом;
- 4, 5 – традиционный турбокомпрессор НД

При такой схеме турбонаддува улучшаются условия пуска и работы двигателя на переходных режимах, а также повышается удобство применения промежуточного охлаждения воздуха.

Заключение

Представленные результаты исследований показывают, что при определённом соотношении диаметров рабочего колеса необходимо переходить к диагональным рабочим колёсам, чтобы не допустить больших потерь энергии на поворот потока и тем самым сохранить на высоком уровне КПД турбины и компрессора, а также повысить пропускную способность турбины. Кроме того, их использование практически не сказывается на компоновке турбокомпрессора и его расположении на двигателе. А при особо низком турбонаддуве с расходом воздуха

0,08 ... 0,15 кг/с для обеспечения приемлемого коэффициента скорости имеет смысл использовать турбокомпрессор с общим рабочим колесом.

Литература

1. Автомобильные двигатели с турбонаддувом / Н.С. Ханин, Э.В. Аболтин, Б.Ф. Лямцев, Е.Н. Зайцев. – М.: Машиностроение, 1991. – 336 с.
2. Расчёт автомобильных и тракторных двигателей / А.И. Колчин, В.П. Демидов. – М.: Высш. шк., 2003. – 496 с.
3. Дизели. Справочник. / Под общ. ред. В.А. Ваншейдта и др. – Л.: Машиностроение, 1977. – 480 с.
4. Симсон А.Э., Каминский В.Н. Турбонаддув высокооборотных дизелей. – М.: Машиностроение, 1976. – 288 с.
5. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. 3-е изд., пер. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.
6. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. – М.: Машиностроение, 1975. – 560 с.
7. Дейч М.Е., Зарянкин А.Е. Газодинамика. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 384 с.
8. Шкабура В.А. К вопросу развития общей теории расчёта турбин и компрессоров // Авиационно-космическая техника и технология. – 2002. – Вып. 34. – С.37 – 39.
9. Виршубский И.М., Рекстин Ф.С., Шквар А.Я. Вихревые компрессоры. – Л.: Машиностроение, 1988. – 271 с.
10. Патент України №61913. Турбокомпресор і спосіб його роботи. – МКІ⁷ F02C6/12, F04D17/00.

Поступила в редакцию 15.03.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.В. Парсаданов, Национальный технический университет “ХПИ”, Харьков.

УДК 621.396.96+537.874.4

А.В. КСЕНДЗУК¹, И.А. ЕВСЕЕВ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*² *Харьковский университет Воздушных Сил, Украина*

ОСОБЕННОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ В БИСТАТИЧЕСКИХ И МНОГОПОЗИЦИОННЫХ РСА

Рассмотрены квазиоптимальные алгоритмы обнаружения объектов в многопозиционных радиолокационных системах аэрокосмического базирования. Рекомендовано использовать операции обнаружения после комплексирования результатов обработки пространственно-временных полей. Предложены различные способы такого комплексирования и рассмотрены характеристики обнаружителей, соответствующие этим методам. Помимо этого, выполнено исследование эффективности использования алгоритмов декорреляции для решения задач обнаружения.

многопозиционная РСА, обнаружение объектов, квазиоптимальные алгоритмы обнаружения

Введение

В настоящее время особенно актуальна проблема, связанная с задачей построения радиолокационных многопозиционных активно-пассивных систем аэрокосмического базирования. Одной из задач интерпретации изображений, решаемой в таких системах, является задача обнаружения точечных и протяженных объектов [1]. Синтез оптимальных обнаружителей обычно выполняется по критерию Неймана-Пирсона для заданных качественных характеристик (вероятности правильного обнаружения и ложной тревоги) и известных функционалов плотности вероятности полезного и помехового эффектов [2].

Оптимальные алгоритмы обнаружения предполагают вычисление корреляционного интеграла с ядром, совпадающим с ожидаемым отражением от протяженного объекта [3]. Такие операции требуют существенных вычислительных затрат и наличия точной априорной информации, что неприемлемо для решения многих практических задач. По этой причине во многих практических случаях целесообразно использовать квазиоптимальные или эвристические алгоритмы, обеспечивающие требуемые характеристики обнаружения и оптимизированные с

точки зрения простоты реализации для цифровых радиолокационных систем [4].

Для систем без синтеза апертуры антенны оптимальные и квазиоптимальные алгоритмы были получены в работах [5, 6]. Однако представленные методы часто основываются на аппроксимации процессов в отдельных приемных устройствах гауссовскими, что в ряде случаев не соответствует реальным данным.

1. Постановка задачи

Создание многопозиционных систем с синтезированием апертуры предполагает модификацию алгоритмов обнаружения с целью достижения максимальной эффективности работы обнаружителей.

Особенности применения классических алгоритмов обнаружения в РСА заключаются в сложности аналитического задания функционалов условных плотностей вероятности вследствие неоднородного и негауссовского характера результатов вторичной и/или первичной обработки. Более того, помеха представляет собой неоднородное поле, а отражение от объекта существенно зависит от пространственной конфигурации приема-передающей системы (для произвольной радиолокационной системы та-

кие зависимости должны задаваться в виде многомерных функций, определяющихся параметрами наблюдения – бистатистическими углами Θ_i, Θ_j , ориентацией объекта Θ_o , несущими частотами, поляризациями и др.).

По этой причине для эффективного решения задач обнаружения необходимо использовать квазиоптимальные алгоритмы, исследование которых и является *целью* данной статьи.

2. Синтез алгоритма когерентной обработки сигналов

Пусть для квазиоптимальных алгоритмов обнаружения используются результаты совместной обработки в отдельных приемных устройствах. При этом необходимо формировать выходные эффекты вида

$$I_i(\mathbf{r}_1) = \sum_{j=1}^{R_c} \operatorname{Re} \int_0^T \int_0^T u_i(t_1) R_{uij}^{-1}(t_1, t_2) \dot{S}_{\eta j}^*(t_2, \gamma, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2. \quad (1)$$

Последующее обнаружение объектов по результатам формирования вектора радиолокационных изображений $\mathbf{I}(\mathbf{r})$ может быть выполнено в предположении о нормальном характере распределения $I_i(\mathbf{r})$. При этом алгоритм оптимального обнаружения основывается на следующем соотношении

$$\ln(I) = \int_{DD} [\mathbf{I}^T(\mathbf{r}_1) \mathbf{R}_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) \mathbf{I}^0(\mathbf{r}_2)] d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2 - \frac{1}{2} \int_{DD} [\mathbf{I}^{0T}(\mathbf{r}_1) \mathbf{R}_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) \mathbf{I}^0(\mathbf{r}_2)] d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2, \quad (2)$$

где $\mathbf{I}(\mathbf{r}_1)$ – вектор изображений, полученных по различным приемным каналам; $\mathbf{I}^0(\mathbf{r}_1)$ – вектор опорных РЛИ объектов; $\mathbf{R}_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2)$ – матрица, обратная

$$\mathbf{R}_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) = \langle [\mathbf{I}^D(\mathbf{r}_1) + \mathbf{I}^N(\mathbf{r}_1)][\mathbf{I}^D(\mathbf{r}_2) + \mathbf{I}^N(\mathbf{r}_2)] \rangle.$$

Из представленных выше выражений нетрудно заметить, что априорная информация, необходимая для обнаружения объектов по результатам форми-

рования радиолокационных изображений отдельными приемными каналами, включает в себя характеристики отражения от объектов для всех бистатистических пар, участвующих в формировании выходного эффекта; статистические характеристики аддитивного шума для всех каналов приема (автокорреляционные и взаимокорреляционные функции); статистические характеристики отражений от подстилающей поверхности, задаваемые временными и пространственными корреляционными функциями.

Если информация о статистических зависимостях различных принимаемых процессов во временной области является неизвестной, при обработке (2) целесообразно использовать предположение о том, что матрица $\mathbf{R}_u(t_1, t_2)$ является диагональной. При этом оптимальная обработка во временной области упрощается до формирования выходных эффектов без учета статистических связей между различными каналами

$$I_i(\mathbf{r}_1) = \operatorname{Re} \int_0^T \int_0^T u_i(t_1) R_{uii}^{-1}(t_1, t_2) \dot{S}_{\eta i}^*(t_2, \gamma, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2. \quad (3)$$

Очевидно, что это приводит к искажению $I_i(\mathbf{r})$ по отношению к (2), а также к ухудшению характеристик обнаружителя по сравнению с оптимальным. Однако, если сигналы в различных бистатистических парах удовлетворяют условию ортогональности

$$\int_0^T \int_0^T \dot{S}_{ik}(t_1, \mathbf{r}) R_{uij}^{-1}(t_1, t_2) \dot{S}_{im}^*(t_2, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 = \begin{cases} 0, & k \neq m; \\ \Psi_{ik}^R(\mathbf{r}, \mathbf{r}_1), & k = m \end{cases} \quad (4)$$

либо модель поверхности и характеристики помех позволяют с достаточной точностью аппроксимировать корреляционную матрицу диагональной, эти ошибки будут минимальны.

Недиагональные элементы матрицы $\mathbf{R}_I(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2)$ определяются статистическими характеристиками отражений от подстилающей поверхности, матрицей аддитивных помех и пространственными функциями

ми неопределенности. При отсутствии электродинамической модели подстилающей поверхности, учитывающей необходимую априорную информацию о поведении $\mathbf{R}(\bullet)$, алгоритм приводится к виду

$$\sum_{i=1}^{Rc} \iint_{DD} [I_i(\mathbf{r}_1) R_{I_{ii}}^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) I_i^0(\mathbf{r}_2)] d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2 \stackrel{\hat{a}=1}{\geq} \ln(l_0) + \stackrel{\hat{a}=0}{<} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{Rc} \iint_{DD} [I_i^0(\mathbf{r}_1) R_{I_{ii}}^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) I_i^0(\mathbf{r}_2)] d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2, \quad (5)$$

т.е. сводится к взвешенному суммированию произведений декоррелированных РЛИ с опорными изображениями $I_i^0(\mathbf{r})$ и сравнению их с адаптивным порогом.

В выражениях (1 – 5) при формировании РЛИ используется вектор модифицированных опорных сигналов, учитывающий амплитудно-фазовую характеристику отражений от объектов

$$\dot{S}_{\eta i}(t, \gamma, \mathbf{r}, \mathbf{r}_0) = \dot{\eta}_i(\mathbf{r}, \mathbf{r}_0, \gamma_i) \dot{S}_i(t, \mathbf{r}), \quad (6)$$

для модели объекта, которую можно представить в виде

$$\dot{\mathbf{F}}(\mathbf{r}, \mathbf{r}_0) = F^0(\mathbf{r}, \mathbf{r}_0) \dot{\eta}(\mathbf{r}, \mathbf{r}_0, \boldsymbol{\beta}, \Theta_0, \Theta_R, \Theta_T), \quad (7)$$

где $F^0(\mathbf{r})$ – среднее значение комплексного коэффициента отражения по $\boldsymbol{\beta}, \Theta_0, \Theta_R, \Theta_T$ (в моноста- тическом варианте – среднее реальное значение диаграммы обратного рассеяния); $\dot{\eta}(\mathbf{r}, \boldsymbol{\beta}, \Theta_0, \Theta_R, \Theta_T)$ – вектор функций, координаты которого с точностью до нормировки совпадают с амплитудно-фазовой диаграммой отражения от объекта для заданных входных параметров и измеряемой экспериментально; $\boldsymbol{\beta}$ – вектор дополнительных входных параметров электродинамической модели объекта для заданной МПРСА (поляризация, несущая частота и др.).

Если матрица $\dot{\eta}(\mathbf{r}, \boldsymbol{\beta}, \Theta_0, \Theta_R, \Theta_T)$ либо ее фазовая структура неизвестна, полезная часть результата обработки представляет собой сумму РЛИ объекта в бистатистических парах $I - k$ с произвольными на-

чальными фазами, что ведет к уменьшению отношения сигнал/помеха на выходе обнаружителя и ухудшению его качественных характеристик.

Таким образом, использование в обнаружителе результатов формирования радиолокационных изображений при неортогональности временных полей в МПРСА и/или неизвестных характеристиках отражений от объектов (как минимум, фазовой информации) в общем случае нецелесообразно.

Рассмотрим особенности использования в квази-оптимальных обнаружителях результатов формирования радиолокационных изображений по различным бистатистическим парам. Оптимальный алгоритм оценки комплексного коэффициента отражения для произвольной бистатистической пары при отсутствии сведений о недиагональных элементах корреляционной матрицы представим в виде суммы сигнальной и помеховой компонент

$$\dot{I}_{ik}(\mathbf{r}_1) = \dot{I}_{ik}^0(\mathbf{r}_1) + \dot{I}_{ik}^N(\mathbf{r}_1) + \dot{I}_{ik}^{IS}(\mathbf{r}_1), \quad (8)$$

где дополнительно выделена интерференционная межканальная компонента $\dot{I}_{ik}^{IS}(\mathbf{r}_1)$, зависящая от степени ортогональности сигналов.

При отсутствии априорных данных о фазовой структуре диаграммы отражения объекта операции обнаружения необходимо выполнять по результатам оценки $|\dot{I}_{ik}(\mathbf{r}_1)|$ либо $|\dot{I}_{ik}(\mathbf{r}_1)|^2$. Статистические характеристики помехи будем описывать без учета влияния $\dot{I}_{ik}^{IS}(\mathbf{r}_1)$. Для реальных покровов плотность вероятности помехи, являющейся функцией пространственных координат, в общем случае, не может быть задана аналитически. Приближенные функционалы, используемые для описания $\dot{I}_{ik}^N(\mathbf{r}_1)$, основываются на различных эвристических предположениях и результатах экспериментов.

В случае гауссовской аппроксимации по каждому из РЛИ, полученных в бистатистической паре, выносится решение о наличии либо отсутствии объекта в соответствии с правилом

$$\int_D \int_D \left| \int_0^T \int_0^T u_{ik}(t_1) R_{uik}^{-1}(t_1, t_2) \dot{S}_{ik}^*(t_2, \mathbf{r}_1) dt_1 dt_2 \right| \times \\ \times R_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) I^0(\mathbf{r}_2) d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2 \Big|_{\hat{a}=0}^{\hat{a}=1} \geq l_0, \quad (9)$$

причем величина порога l_0 для случая неизвестной фазовой информации выбирается на основании выражений:

$$F = \exp \left\{ - \frac{\left| \int_D \int_D I(\mathbf{r}_1) R_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) I^0(\mathbf{r}_2) d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2 \right|^2}{2 \left[\sigma^D \sum_{i=1 \dots Rc} E_i^S + \sum_{i=1 \dots Rc} N_{0i} / 2 \right]} \right\};$$

$$D = F^{\frac{1}{1+\mu}} = \exp \left\{ - \frac{\left| \int_D \int_D I(\mathbf{r}_1) R_I^{-1}(\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2) I^0(\mathbf{r}_2) d\mathbf{r}_1 d\mathbf{r}_2 \right|^2}{2 \left[\sigma^D \sum_{i=1}^{Rc} E_i^S + \sum_{i=1}^{Rc} N_{0i} / 2 \right] \cdot [1+\mu]} \right\}.$$

Если амплитудные характеристики отражения от объекта также неизвестны, порог должен учитывать статистически усредненную информацию – среднюю УЭПР объекта при заданном диапазоне изменения $(\beta, \Theta_0, \Theta_R, \Theta_T)$ и среднее значение УЭПР подстилающей поверхности (или усредненное по всем параметрам многопозиционной системы: несущим частотам, бистатистическим углам, поляризациям, законам модуляции, отношению сигнал/помеха $< \mu >$).

В результате применения алгоритмов вида (9) на выходе многопозиционной системы каждая точка поверхности будет характеризоваться полем $\{\hat{a}_{ik}(\mathbf{r})\}$ и, соответственно, вектором вероятностей ложной тревоги и правильного обнаружения $\{F, D\}_{ik}$ (координаты полученного таким образом вектора $\{\mathbf{D}/F_G\}$, в общем случае, различны). Дальнейшее комплексирование результатов обнаружения можно выполнить различными способами. Так, например, в ряде работ рекомендуется выполнять опе-

рации вида $\sum_{i,k} \hat{a}_{ik}(\mathbf{r}) \ln \frac{D_{ik}(1-F_{ik})}{F_{ik}(1-D_{ik})} \Big|_{\hat{a}=0}^{\hat{a}=1} \geq l_0$, а в дру-

гих – преобразование полученного бинарного поля $\{\hat{a}_{ik}(\mathbf{r})\}$.

Особенность совместного использования результатов обнаружения в отдельных приемниках состоит в сложности строгого аналитического определения функционалов совместной плотности вероятности $p(\{\hat{a}_{ik}(\mathbf{r})\} / a(\{\hat{a}_{ik}(\mathbf{r})\}) \neq 1)$ или определения $\{F, D\}_{ik}$, необходимых для оптимального комплексирования обнаружителей. Это вызвано негауссовским и нестационарным характером процессов на входе приемных элементов МПРСА. Если число обнаружителей, участвующих в обработке, достаточно для аппроксимации суммы результатов обработки нормальным процессом, для обнаружения можно воспользоваться взвешенной или невзвешенной суммой $|I_{ik}(\mathbf{r}_1)|^2$. Такой подход позволяет определить с более высокой (по отношению к предыдущему методу) точностью аналитическое значение порога при заданных качественных характеристиках обнаружителя. Более того, этот метод позволяет существенно уменьшить степень влияния неточности аналитического определения порога на качественные характеристики системы.

При использовании результата суммирования РЛИ, полученных в различных бистатистических парах, необходимо учитывать особенности функционирования и наличие априорной информации о характеристиках отражения от объекта (заметим, что при совместной обработке $|I_{ik}(\mathbf{r}_1)|, |I_{ik}(\mathbf{r}_1)|^2$ достаточно наличия информации об амплитудных характеристиках) и отражений от подстилающей поверхности

$$|I(\mathbf{r}_1)| = \sum_{ik} \frac{E_{ik}(\mathbf{r}_1) |I_{ik}(\mathbf{r}_1)|}{N_{ik}(\mathbf{r}_1)}. \quad (10)$$

Такое взвешенное суммирование результатов обработки ведет к максимизации отношения сиг-

нал/помеха за счет использования весов, пропорциональных $\mu(\mathbf{r}_1) = \sigma^0(\mathbf{r}_1)[D^D(\mathbf{r}_1) + D^N(\mathbf{r}_1)]^{-1}$. Это позволяет максимизировать качественные характеристики обнаружителя при неполной априорной информации.

Если информация о характеристиках отражения объекта полностью отсутствует, можно воспользоваться как невзвешенным суммированием

$$|I(\mathbf{r}_1)| = \sum_{ik} |I_{ik}(\mathbf{r}_1)|, \quad (11)$$

так и с весами, обратно пропорциональными уровню шумовых помех и отражений от поверхности:

$$|I(\mathbf{r}_1)| = \sum_{ik} \frac{|I_{ik}(\mathbf{r}_1)|}{D^D(\mathbf{r}_1) + D^N(\mathbf{r}_1)}. \quad (12)$$

Интерес представляет и исследование целесообразности использования алгоритмов декорреляции при формировании РЛИ в каждом канале

$$\dot{Y}_{W_{ik}}(r) = \int_0^T \int_0^T u_{ik}(t_1) W_{ik}(t_1, t_2) \dot{S}_{ik}^*(t_2, r) dt_1 dt_2, \quad (13)$$

где $W_{ik}(t_1, t_2)$ – функция, обратная корреляционной функции принимаемого процесса.

3. Исследование работы алгоритмов

В рамках исследования различных алгоритмов обнаружения было выполнено статистическое моделирование. Поведение исходной УЭПР поверхности $\sigma^0(\mathbf{r})$ задавалось в виде некоторой пространственной функции, зависимость УЭПР для бистатистических пар, участвующих в формировании радиолокационного изображения, определялась выражением $\sigma_{ij}^0(\mathbf{r}) = \sigma^0(\mathbf{r}) \eta_{ij}^\sigma(\mathbf{r})$.

Модель комплексного коэффициента отражения подстилающей поверхности задавалась в виде комплексного нестационарного процесса, второй статистический момент которого изменяется в соответствии с изменением $\sigma_{ij}^0(\mathbf{r})$:

$$\langle F_{ij}(\mathbf{r}) F_{ij}^*(\mathbf{r}') \rangle = \sigma^0(\mathbf{r}) \eta_{ij}^\sigma(\mathbf{r}) \delta(\mathbf{r} - \mathbf{r}').$$

Рассматривалась МПРСА, состоящая из 3 приемопередатчиков. Поведение УЭПР в одной бистатистической паре показано на рис. 1.



Рис. 1. Поведение $\sigma_{ik}^0(\mathbf{r})$

Амплитудно-фазовый портрет цели для всех бистатистических пар показан на рис. 2.

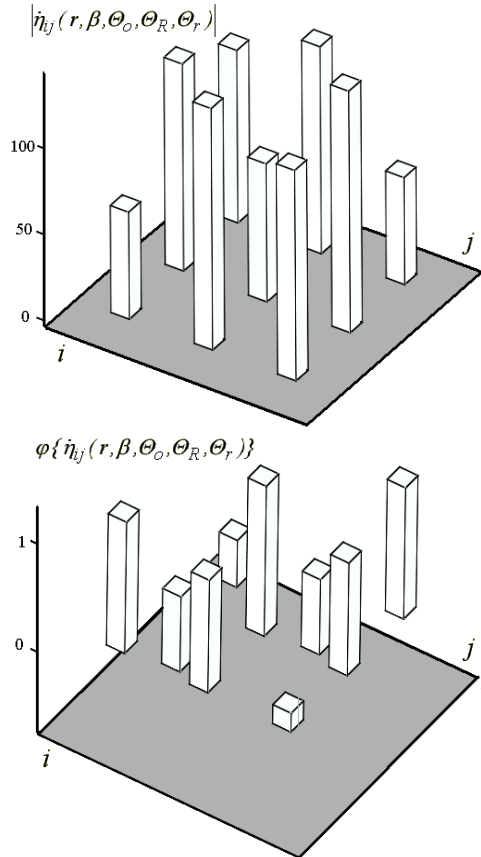


Рис. 2. Портрет цели для бистатистических пар

Результаты совместной обработки при комплексировании результатов по отдельным приемникам, при невзвешенном суммировании РЛИ бистатистических пар (11), использовании алгоритмов (12) и (10), показаны на рис. 3.

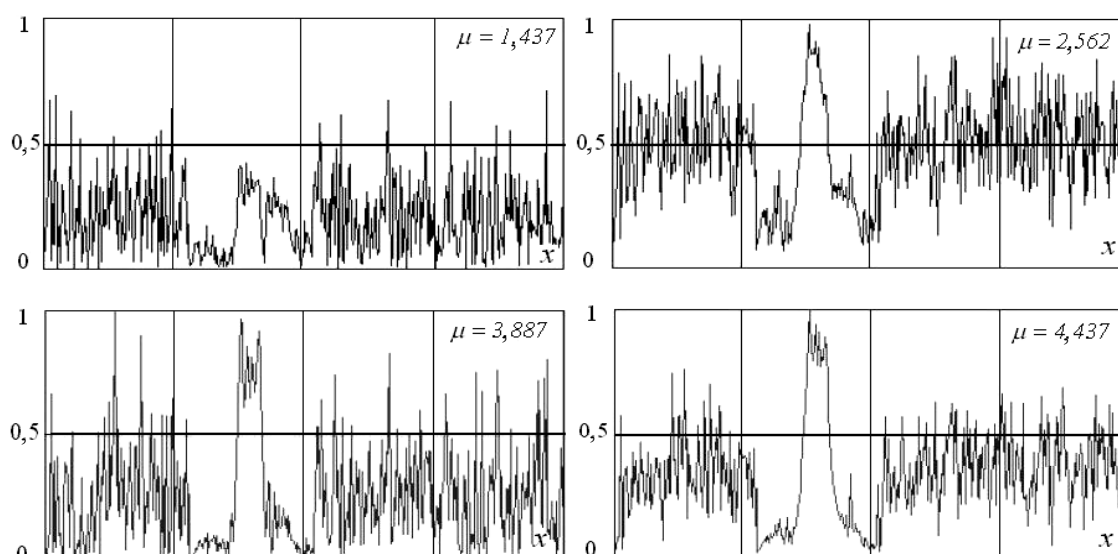


Рис. 3. Пример поведения нормированных сечений РЛИ, полученных в результате использования различных алгоритмов совместной обработки и соответствующее им отношение сигнал/помеха

Исследование целесообразности использования алгоритмов декорреляции выполнялось путем выполнения операций обнаружения в бистатистических парах для РЛИ, сформированных при использовании алгоритма (13) и при использовании алгоритма согласованной фильтрации. При этом используемые сигналы с учетом пространственной конфигурации

МПРСА удовлетворяли условию ортогональности.

Результаты обработки данными алгоритмами представлены на рис. 4.

В каждой из ячеек приведены два исходных изображения протяженных объектов (справа) и результат их обнаружения с последующей индикацией (слева).

		Алгоритм первичной обработки			
		Согласованная фильтрация		Декорреляция входного сигнала	
Вид вторичной обработки	нет				
	сглаживание окном шириной 25 м				

Рис. 4. Сравнение результатов обработки

Заключение

При решении задач исследования радиолокационных систем необходимо корректно задавать уравнение наблюдения с учетом стохастического характера отраженного от поверхности электромагнитного поля. Для этого целесообразно воспользоваться упрощенной электродинамической моделью поверхности, учитывающей стохастический характер отраженного электромагнитного поля

Для получения состоятельной оптимальной оценки функции $\sigma^0(\mathbf{r})$ необходимо находить её в рамках байесовских критериев качества с учётом априорных сведений, регуляризующих решение этой обратной задачи. Однако, первичные, основные операции, необходимые для оценки этой функции, можно получить и в рамках метода максимального правдоподобия. Полученная оценка будет несостоятельной. Но её можно будет сгладить на этапе вторичной обработки всеми известными методами оконного усреднения (медианными фильтрами, сигма-фильтрами, фильтрами Ли, Фроста и др.).

Это усреднение (сглаживание) может быть выполнено с помощью указанных выше окон, либо путём суммирования изображений полученных на различных частотах, либо под различными углами зондирования, что естественным образом выполняется в МПРСА.

Выводы

Таким образом, по результатам аналитического и численного исследования алгоритмов обнаружения можно сделать следующие выводы.

Учет в алгоритмах совместной обработки априорной информации относительно характеристик отражения от объекта (амплитудных и/или фазовых), поверхности, а также статистических характеристик помех приводит к увеличению отношения сигнал/помеха на выходе устройства совместной обработки. Результат формирования РЛИ в приемном устройстве без использования априорной ин-

формации относительно характеристик отражения объекта при случайной фазовой структуре по отношению к бистатистическим парам характеризуется низким отношением сигнал/помеха и, соответственно, низким качеством обнаружения. Использование алгоритмов декорреляции в общем случае позволяет повысить качество обнаружения и улучшить характеристики РЛИ при дальнейшей его интерпретации.

Дальнейшим развитием работы является разработка оптимальных алгоритмов для различных моделей пространственно-временного распределения полей на входе многопозиционной РСА.

Литература

1. Фалькович С.Е. Хомяков Э.Н. Статистическая теория измерительных радиосистем. – М.: Радио и связь, 1981. – 288 с.
2. Зиберт В. Общие закономерности обнаружения целей при помощи радиолокации // Вопросы радиолокационной техники. – 1957. – № 5. – С. 47 – 53.
3. Rees W.G. Physical principle of remote sensing. – Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1990.
4. Валеев В.Г., Язовский А.А. Помехоустойчивые адаптивные алгоритмы цифровой обработки многоканальных сигналов // Связь. Проблемы информационного обмена: Сб. научн. трудов. – Челябинск, ЧГТУ. – 1995. – С. 23 – 30.
5. Eldhuset K. An automatic ship and ship wake detection system for spaceborne SAR images in coastal regions // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – July 1996. – Vol. 34, no. 4. – P. 1010 – 1019.
6. Громаков Ю.А., Голяницкий И.А., Шевцов В.А. Оптимальная обработка радиосигналов большими системами. – М.: Эко-Трендз, 2004. – 260 с.

Поступила в редакцию 14.01.2005

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

УДК 681.3

С.В. АЛЕКСЕЕВ, Ю.И. ЛОСЕВ, О.А. ДРОБОТ

Харьковский университет Воздушных Сил, Украина

ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПРОТОКОЛАМ ЕДИНОЙ СИСТЕМЫ ОБМЕНА ДАННЫМИ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В статье рассмотрены основные виды трафика перспективной единой системы обмена данными (ЕСОД) Вооруженных Сил (ВС) Украины. Приведены некоторые методики оценки допустимого времени доведения данных. Показано, что требования к времени доведения и достоверности различны для разных видов трафика. Определены основные требования к протоколам обмена данными в ЕСОД ВС Украины

система обмена данными, трафик, вероятностно-временные характеристики, время доведения, протокол, основные требования

Введение

Реформирование Вооруженных Сил (ВС) Украины имеет конечной целью создание профессиональной боеспособной армии, оснащенной современными средствами вооружения. Как показывает мировой опыт, для этого необходимо использовать не только новейшие технические разработки, но и обеспечить эффективное и надежное управление войсками.

Именно с этой целью в настоящее время создается единая АСУ ВС Украины, которая должна объединить все рода и виды ВС в едином информационном пространстве.

Для функционирования единой АСУ необходимо наличие соответствующей системы обмена данными (СОД). Поэтому одной из актуальных задач создания единой АСУ ВС Украины является организация единой системы обмена данными (ЕСОД), как составной части системы управления.

1. Анализ последних достижений

Период с 90-х годов XX века по настоящее время характеризуется быстрым развитием вычислительной техники и телекоммуникационных технологий. Этот процесс неизбежно затронул и ВС Украины. Прежде всего, он проявился в оснащении штабов и

командных пунктов (КП) компьютерной техникой и создании ряда новых АСУ, предназначенных для обработки специализированных данных, объем которых постоянно возрастает. Для каждой из этих АСУ были развернуты собственные обособленные СОД. Таким образом, в ВС Украины возросло как количество технических средств обработки и передачи данных, так и количество функционирующих СОД, что требует значительных технических и финансовых затрат.

В настоящее время система обмена данными ВС Украины базируется на использовании в основном аналоговой аппаратуры, разработанной 30 – 40 лет назад и имеющей ограниченные возможности обмена цифровыми данными. Кроме того, основой системы обмена данными ВС Украины является сеть общего пользования Единой национальной системы связи [1].

В общем виде сложившаяся ситуация в сфере обмена данными ВС Украины выглядит следующим образом:

- обмен данными между совместимыми объектами АСУ старого парка осуществляется с использованием аппаратуры передачи данных (АПД) различных типов;
- обмен компьютерным трафиком между локальными вычислительными сетями штабов и КП

осуществляется как по стандартным протоколам (TCP/IP, Frame Relay, ATM и др.), так и с применением состоящей на вооружении АПД в комплексе с программно-аппаратными средствами сопряжения;

– не обеспечивается информационно-техническая совместимость между разнотипными комплексами средств автоматизации различных видов и родов Вооруженных Сил.

Анализ текущего состояния СОД ВС Украины позволяет сделать вывод о том, что она не соответствует современным требованиям и не способна предоставить пользователям высококачественную связь с полным набором услуг [1].

Согласно [1], приоритетным направлением развития системы обмена данными ВС Украины является построение цифровой интегральной сети связи (ЦИСС), которая позволит создать единую транспортную среду для обмена всеми видами данных в интересах всех видов и родов войск. Основой ЦИСС будут цифровые коммутационные системы, объединенные цифровыми каналами в единую сеть.

2. Выделение нерешенной задачи

На данном этапе ЕСОД ВС Украины представлена только как концепция, которая не содержит конкретных требований.

Опыт создания цифровых сетей с интегрированными услугами уже имеется. Например, технология B-ISDN (Broadband Integrated Services Digital Network – широкополосная цифровая сеть с комплексными услугами), базирующаяся на ATM [2]. Но высокоскоростные технологии передачи данных предполагают наличие качественных каналов связи. В частности, технология ATM ориентирована на применение оптоволокна [2, 3]. Очевидно, что данное решение неприемлемо для мобильных объектов. Поэтому следует признать, что ЕСОД будет, прежде всего, мультипротокольной системой.

При выборе протоколов для ЕСОД необходимо учитывать не только их характеристики, но и воз-

можность сопряжения с эксплуатируемыми и перспективными сетями связи в Украине. Так, в настоящее время проводятся работы по созданию «Державної інтегрованої інформаційної системи забезпечення управління рухомими об'єктами (зв'язок, навігація, спостереження)» [4]. С этой точки зрения ЕСОД ВС Украины будет являться одной из ее подсистем и, соответственно, должна обладать возможностью информационно-технического сопряжения с ней. Кроме того, следует учесть возможную необходимость обеспечения обмена данными с иностранными государствами, в частности, в соответствии со стандартами НАТО [5].

Одной из важнейших функций любой СОД является обеспечение информационного обмена. Реализация этой функции возлагается на протоколы обмена данными. Поэтому для создания перспективной ЕСОД ВС Украины необходимо определить основные требования к протоколам обмена данными в ней.

3. Цель статьи

Цель статьи: определить основные требования к протоколам обмена данными ЕСОД ВС Украины.

4. Основной материал

В соответствии с семиуровневой моделью OSI к СОД относят четыре нижних уровня: физический, канальный, сетевой и транспортный. Каждый из них решает определенные задачи и предоставляет набор услуг для вышестоящего уровня. Совокупность правил взаимодействия объектов одноименных уровней принято называть протоколом. Совокупность протоколов всех уровней называют стеком протоколов. Все наиболее широко применяемые стеки протоколов стандартизированы. К ним относятся стеки OSI, TCP/IP, IPX/SPX, NetBIOS/SMB, Frame Relay, ATM и др. [3, 6]. В настоящее время самым распространенным считается стек протоколов TCP/IP.

Все функционирующие и создаваемые СОД должны обеспечивать доставку информации от источника к получателю. Фактически СОД является транспортной системой, предоставляющей пользователям определенные услуги. Наряду с этим она может выполнять ряд дополнительных функций и предоставлять пользователям расширенный сервис.

На нижних уровнях системы управления выдача информации обычно осуществляется на один вышестоящий объект. Поэтому в нижних звеньях единой системы обмена данными для передачи данных достаточно канального уровня. Подобное решение применено в протоколе ASTERIX ACU управления воздушным движением Украины и функционирующих СОД ACU Военно-воздушных Сил и Противовоздушной обороны.

На более высоких уровнях необходимы протоколы, обеспечивающие маршрутизацию трафика. Эти протоколы будут относиться к группе специализированных.

Процесс обмена информацией между абонентами может осуществляться дейтаграммным способом или посредством процедур с установлением соединения.

При дейтаграммном способе передача данных производится наиболее быстро, так как никаких предварительных действий перед отправкой данных не производится, но не гарантируется доставка пакетов. Процедуры с установлением соединения более надежны, но требуют больше времени для передачи данных и затрат вычислительных ресурсов узлов сети. При этом обмен данными включает фазы соединения, передачи информации и разъединения. Кроме того, в отличие от дейтаграммных процедур, поддерживающих один тип кадров (информационный), процедуры с установлением соединения должны поддерживать несколько типов кадров (обычно – служебные и информационные), что неизбежно приводит к усложнению протоколов обмена данными [3].

Процедуру установления соединения используют для достижения различных целей [3]:

- для взаимной аутентификации пользователей или маршрутизаторов;
- для согласования изменяемых параметров протокола (максимального размера кадров, длительности тайм-аутов и т.п.);
- для обнаружения и коррекции ошибок (инициализация нумерации кадров);
- при динамической настройке коммутаторов сети для маршрутизации всех последующих кадров в рамках данного логического соединения (например, в протоколах X.25, Frame Relay, ATM).

В некоторых случаях бывает желательно отсутствие установления соединения для пересылки коротких сообщений, но существенна надежность их доставки. Такие процедуры называют дейтаграммными с подтверждениями [2].

Выбор той или иной процедуры обмена данными определяется, прежде всего, видом передаваемых данных, а именно: требованиями к времени доведения и достоверности. Таким образом, протоколы перспективной единой системы обмена данными ВС Украины должны обеспечивать возможность дейтаграммной передачи данных, а при необходимости – установление соединений между пользователями, обмен информацией и разъединение абонентов по их сигналу.

Рассмотрим основные виды данных, которые могут передаваться в ЕСОД. Таковыми будут являться: оперативно-тактическая информация (ОТИ), радиолокационная информация (РЛИ), компьютерный трафик, голос и видео (мультимедийный трафик).

Каждый из этих видов трафика обладает индивидуальными особенностями.

Данные ОТИ обычно подразделяют на несколько категорий. К каждой из них предъявляются требования по времени доведения и достоверности информации. Этот вид трафика может обладать значительными пульсациями.

Одним из важнейших критериев при обработке ОТИ является оперативность выполнения задач, т.е. возможность их решения в строго заданные сроки. Поэтому оценка допустимого времени доставки ОТИ может быть получена на основе анализа процесса автоматизированного управления подчиненными объектами.

Время решения задачи ($T_{р.з}$) в общем случае зависит от времени сбора и доведения данных ($T_{с.д}$), времени анализа информации и принятия решения ($T_{пр}$), времени доведения решения подчиненному ($T_{д.п}$) (рис. 1). Каждая из этих составляющих характеризует этапы решения задачи на различных уровнях и зависит как от быстродействия технических средств, так и от человека (навыки оператора, опыт принятия решений и т.д.).

Время сбора и доведения данных можно определить как

$$T_{с.д} = \Delta t_{н.д} + \Delta t_{в.д} + \Delta t_p + \Delta t_{отоб}, \quad (1)$$

где $\Delta t_{н.д}$ – время подготовки данных; $\Delta t_{в.д}$ – время ввода данных (нажатие клавиши, набор текста, сканирование и т.д.); Δt_p – время реакции сети; $\Delta t_{отоб}$ – время отображения данных (на экране, на принтере и т.п.).

Время реакции сети является интегральной характеристикой производительности сети с точки зрения пользователя. В общем случае оно определя-

ется как интервал времени между возникновением запроса пользователя к какой либо службе и получением ответа на этот запрос [3]. Тогда время реакции сети можно представить как

$$\Delta t_p = \Delta t_{в.с} + \Delta t_{доc} + \Delta t_{обр} + \Delta t_{з.о}, \quad (2)$$

где $\Delta t_{в.с}$ – время вхождения в связь; $\Delta t_{доc}$ – время доставки данных по каналам связи (КС); $\Delta t_{обр}$ – время обработки данных средствами автоматизации; $\Delta t_{з.о}$ – время завершения обмена данными.

Время принятия решения:

$$T_{пр} = \Delta t_{в.о} + \Delta t_{п.р}, \quad (3)$$

где $\Delta t_{в.о}$ – время восприятия и обработки информации; $\Delta t_{п.р}$ – время принятия решения.

Время доведения решения подчиненному:

$$T_{д.п} = \Delta t_{н.п} + \Delta t_{в.п} + \Delta t_p + \Delta t_{отоб}, \quad (4)$$

где $\Delta t_{н.п}$ – время подготовки распоряжения для подчиненного; $\Delta t_{в.п}$ – время ввода распоряжения.

Обычно для любой СОД время обмена данными не должно превышать 10 – 20% от суммарного времени их обработки в системе: $T_{обм} \leq 0,1 \dots 0,2 \cdot T_{обр}$.

Тогда время реакции сети: $\Delta t_p \leq \frac{0,1 \dots 0,2}{2} \cdot T_{р.з}$.

Таким образом, допустимое время доставки ОТИ определяется временными ограничениями на решение той или иной задачи автоматизированного управления.

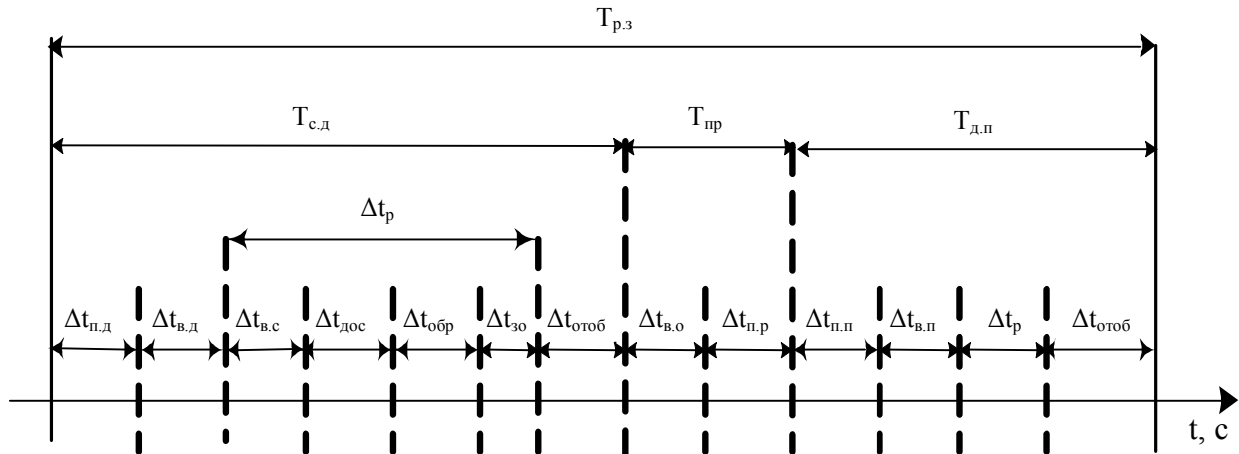


Рис. 1. Процесс автоматизированного решения задачи управления

Потоки РЛИ характеризуются малой интенсивностью. Пульсации этого трафика невелики и медленно изменяются во времени. Для пакетов РЛИ критично время доведения, но потеря или искажение данных могут быть компенсированы экстраполяцией траектории воздушных объектов на объекте-получателе информации.

Одна из возможных методик оценки допустимого времени передачи РЛИ приведена в [7]. При этом допустимое время передачи РЛИ через КС определяется как

$$T_{дон}^{РЛИ} = \frac{3}{V_{\max}} \sqrt{\delta_{\Sigma}^2 - \frac{1}{m} \left[0,84(4^m - 1) \cdot \delta^2 P_o^2 \right] - K_{q,l}}, \quad (5)$$

$$K_{q,l} = \frac{2[(q-1)(2q-1) + 6l(q-1) + 6l^2]}{q(q^2 - 1)} \delta^2,$$

где $V_{\max}$ – максимальная скорость воздушных объектов; δ_{Σ}^2 – допустимая дисперсия суммарной ошибки по координате; m – число двоичных разрядов для представления координаты в пакете данных; δ^2 – среднеквадратическая ошибка измерения координаты; P_o – вероятность искажения единичного элемента в КС; q – количество используемых при сглаживании измерений; l – число экстраполируе-

мых периодов обзора радиолокационных средств (РЛС) (обычно экстраполяция осуществляется на один период обзора: $l = 1$).

Как видно из приведенных расчетных значений (табл. 1), полученных в соответствии с формулой (5), $T_{дон}^{РЛИ}$ уменьшается при увеличении $V_{\max}$, m ; увеличивается при уменьшении q , δ , δ_{Σ} , P_o . При этом наиболее существенное влияние оказывают $V_{\max}$, q и отношение δ_{Σ} к δ .

Оценка допустимого времени передачи РЛИ через КС может быть также получена исходя из количества воздушных объектов, обрабатываемых объектами автоматизации.

Пусть $N_{\max}$ – максимальное количество обрабатываемых воздушных объектов. За 1 период обзора ($T_{обз}$) необходимо выдать потребителям РЛИ о всех воздушных объектах. Тогда

$$T_{дон}^{РЛИ} = T_{обз} / N_{\max}.$$

Проведенные расчеты показывают (табл. 2), что $T_{дон}^{РЛИ}$ уменьшается при увеличении числа обрабатываемых воздушных объектов и уменьшении периода обзора РЛС.

Таблица 1

Расчетные значения допустимого времени передачи РЛИ

$V_{\max}$, м/с	q	l	δ , м	δ_{Σ} , м	m , бит	P_o	$T_{дон}^{РЛИ}$, с
1000	5	1	500	1000	12	10^{-4}	2,549
1000	5	1	500	1000	14	10^{-4}	2,484
1000	5	1	500	550	13	10^{-4}	0,387
1000	5	1	500	550	13	10^{-5}	0,497
3000	5	1	500	550	13	10^{-4}	0,129
3000	5	1	1000	1100	13	10^{-4}	0,258
3000	6	1	1000	1100	13	10^{-4}	0,548

Таблица 2

Зависимость допустимого времени передачи РЛИ от количества воздушных объектов и периода обзора РЛС

$N_{\max}$	20	120	250	20	120	250
$T_{обз}$, с	10	10	10	6	6	6
$T_{дон}^{РЛИ}$, с	0,5	0,083	0,04	0,3	0,05	0,024

Таким образом, допустимое время передачи РЛИ через КС будет определяться характеристиками РЛС и максимальными параметрами, принятыми в системе управления.

Компьютерный трафик, как известно, достаточно объемен, может иметь большие пульсации и чаще всего требует восстановления потерянных и искаженных данных. В большинстве случаев время доведения не критично (например, загрузка файлов с сервера) и определяется пропускной способностью и качеством КС пользователя, а также производительностью источника данных. Возможна также и передача трафика реального времени, имеющего жесткие требования к времени доведения.

Мультимедийный трафик наиболее объемен и критичен к задержкам, но менее чувствителен к потерям и искажениям данных.

Для передачи несжатого аудиосигнала в цифровых телефонных системах применяется импульсно-кодовая модуляция с частотой дискретизации 8 КГц (при этом составляющие сигнала с частотами выше 4 КГц теряются). Требуемая скорость передачи данных составляет 64000 бит/с для 8-битовых отсчетов (56000 бит/с для 7-битовых отсчетов). Аудиокомпакт-диски хранят сигнал, оцифрованный с частотой дискретизации 44100 Гц. Каждому отсчету отводится 16 бит. Требуемая скорость передачи данных составляет 705,6 Кбит/с для монофонического сигнала и 1,411 Мбит/с для стереофонического сигнала [2].

Для передачи цифрового видео на XGA-экране (1024×768) при 24 битах на пиксель и 25 кадрах в секунду необходим поток данных со скоростью

472 Мбит/с. Для системы NTSC при размере кадра 352×240 пикселей – 50,7 Мбит/с [2].

В современных цифровых сетях, как правило, передача мультимедийной информации осуществляется в сжатом виде.

Наиболее распространенный формат сжатого аудио – MPEG-1. Он позволяет получить поток сжатых аудиоданных со скоростью от 32 до 448 Кбит/с. Разработанные методы сжатия видеoinформации также позволяют получить значительное уменьшение требуемых скоростей передачи данных (табл. 3). Формат MPEG-1 был разработан для получения выходного потока данных качества бытового видеоманитофона. Стандарт MPEG-2 разрабатывался для сжатия видеофильмов качества широкоэ вещания. Стандарт MPEG-4 был предназначен для обеспечения видеоконференций. В настоящее время формат MPEG-4 доминирует на видео компакт-дисках, формат MPEG-1 (уровень 3) конкурирует с обычными аудиодисками, а MPEG-2 используется на DVD-дисках [2].

Задача выбора стека протоколов для передачи видео по заказу окончательно не решена. Наиболее вероятно применение технологии ATM. Но и здесь остается вопрос о выборе соответствующего адаптационного протокола. Так, протокол AAL1 был специально разработан для передачи видео. Он соответствует категории службы CBR. Но резервирование максимальной необходимой пропускной способности очень дорого, тем более что поток видео в формате MPEG представляет собой трафик с переменной скоростью (VBR). Наиболее вероятно при-

Таблица 3

Основные характеристики потоков сжатого видео

Формат сжатого видео	Частота кадров, кадров/с	Разрешение, пикселей	Скорость передачи данных
MPEG-1	25	352 × 240	1,2 Мбит/с
MPEG-2	25	352 × 240, 720 × 480, 1440 × 1 152, 1920 × 1080	3 ... 100 Мбит/с
MPEG-4	10	Среднее разрешение	64 Кбит/с

менение протокола AAL5. Он не привязан к службе CBR и пересылка большого блока MPEG в каждом сообщении позволит использовать почти 100% пропускной способности для видеопотока.

Недостатком протокола AAL5 в данном случае является его обработка ошибок. Поэтому все большее число разработчиков предлагают изменить этот протокол так, чтобы пользователь мог получать даже искаженные пакеты данных (с признаком наличия ошибок) [2].

Следует отметить, что выбор размера ячейки в АТМ был обусловлен задержкой пакетизации замеров голоса. Так, для 48 байт информационной части задержка пакетизации замеров голоса, сделанных с интервалом 125 мкс, составляет 6 мс, что близко к пределу нарушения качества передачи голоса [3]. Кроме этого сокращается время ожидания доступа к КС. Тем не менее, недостатками АТМ можно считать достаточно высокую избыточность служебной информации – 10% и ориентацию на высококачественные КС (обычно – оптоволокно).

Как следует из проведенного выше анализа различных типов трафика, передаваемые в единой системе обмена данными данные имеют различные требования ко времени доведения, достоверности и скорости передачи.

Обмен данными осуществляется по каналам связи, вносящим ошибки.

Если для передачи данных используются КС, в которых потери и искажения достаточно редки, на канальном уровне могут применяться протоколы без устранения ошибок. В этом случае потерянные и искаженные данные восстанавливаются за счет повторных передач, осуществляемых транспортным уровнем.

Если потери и искажения происходят часто, желательно уже на канальном уровне использовать протоколы с коррекцией ошибок. Так, например, в сетях Х.25, рассчитанных на работу по ненадежным КС, на канальном уровне всегда применялись про-

токолы с восстановлением потерянных и искаженных пакетов [3].

Выбор уровня, с которого следует осуществлять восстановление потерянных и искаженных данных определяется качеством применяемых каналов связи и обусловлен тем, что протоколы верхних уровней работают с большими тайм-аутами, и, следовательно, восстановят данные с большей задержкой.

Таким образом, протоколы должны предусматривать меры борьбы с возникающими ошибками и обеспечивать выполнение требований по достоверности доставки сообщений.

При передаче ОТИ и компьютерного трафика отправитель должен быть уверен, что информация получена адресатом. Для этого необходимо квитирование.

Обмен данными в системе обмена данными осуществляется между многими абонентами. Поэтому протокол должен однозначно определять адреса отправителя и получателя информации.

Для борьбы с возможными перегрузками отдельных направлений необходима возможность управления скоростью передачи данных.

Передаваемая информация может иметь различную категорию срочности и важности. Следовательно, необходимо обеспечить приоритетность данных.

Потоки передаваемой информации в АСУ будут увеличиваться. Скорость передачи данных по каналам связи ограничена. Одним из методов повышения скорости передачи является сжатие информации.

Известно, что на сжатие и декомпрессию данных затрачивается дополнительное время. По данным, которые приведены в [3], выгоды во времени от сжатия данных заметны для низкоскоростных каналов связи со скоростью модуляции меньше 64 Кбит/с. Причем многие программные и аппаратные средства могут выполнять динамическую компрессию данных.

Поэтому протоколы ЕСОД должны предусматривать сжатие (при необходимости) или применение других методов сокращения объема передаваемых данных.

Для обеспечения безопасности данных необходимы протоколы, реализующие борьбу с несанкционированным доступом и вводом ложной информации.

Выводы

Таким образом, протоколы обмена данными ЕСОД должны обеспечивать:

- возможность дейтаграммной передачи данных, а при необходимости – установление соединений между пользователями, обмен информацией и разделение абонентов по их сигналу;
- требуемые вероятностно-временные характеристики;
- борьбу с ошибками в КС;
- квитирование (при необходимости);
- адресацию данных;
- управление скоростью передачи данных;
- приоритетность потоков данных;
- сжатие данных (при необходимости);
- борьбу с несанкционированным доступом и вводом ложной информации.

Все эти требования могут быть выполнены при использовании стандартных протоколов физического, канального, сетевого и транспортного уровней.

Перспективы дальнейших исследований

Из рассмотрения современных информационных технологий можно сделать общий вывод о том, что все протоколы разрабатывались для решения конкретного типа задач в заданных условиях и обеспечивают выполнение предъявляемых к ним требований. Поэтому окончательное решение о выборе того или иного конкретного протокола для единой сис-

темы обмена данными Вооруженных Сил Украины должно основываться на анализе его вероятностно-временных характеристик и соответствии их заданным критериям для определенных условий применения.

Литература

1. Семеріч Ю. Автоматизація системи управління: реальність та перспектива // Військо України. – 2003. – № 1 – 2. – С. 9 – 11.
2. Таненбаум Э. Компьютерные сети. – С.-Пб.: Питер, 2002. – 848 с.
3. Олифер В.Г., Олифер Н.А. Компьютерные сети. Принципы, технологии, протоколы: Учебник для вузов. 2-е изд. – С.-Пб: Питер, 2005. – 864 с.
4. Концепція створення державної інтегрованої інформаційної системи забезпечення управління рухомими об'єктами (зв'язок, навігація, спостереження). – [Електр. ресурс] – Режим доступа: <http://www.nkau.gov.ua/> / 18.01.2005.
5. Семенченко А.І., Косогов О.М. Воєнна реформа: методичні та практичні аспекти // Україна–НАТО. – 2004. – № 3. – [Електр. ресурс] – Режим доступа: <http://www.mil.gov.ua/> / 18.01.2005.
6. Протоколы информационно-вычислительных сетей: Справочник / С.А. Аничкин, С.А. Белов, А.В. Бернштейн и др.; Под ред. И.А. Мизина, А.П. Куликова. – М.: Радио и связь, 1990. – 504 с.
7. Марченко С.И., Алексеев С.В., Лосев Ю.И. Обоснование допустимого времени доставки радиолокационной информации в сети обмена данными АСУ ВВС // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т “ХАІ”. – 2001. – Вип. 22. – С. 250 – 252.

Поступила в редакцию 24.01.2005

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. В.В. Поповский, Харьковский национальный университет радиоэлектроники, г. Харьков.

УДК 629.7.07

О.В. АРТЕМЕНКО

Государственная летная академия Украины, Украина

ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПОДСИСТЕМ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

В статье рассмотрена структура подсистем сбора информации и формирования информационных блоков, которые являются составляющими автоматизированной системы подготовки предполетной информации. Приведены иерархические схемы организации предполетной информации.

аэронавигационная информация, предполетная подготовка, подсистема, иерархическая схема

Введение

Одним из условий обеспечения безопасности полетов является тщательная предполетная подготовка экипажа воздушного судна (ЭВС), в процессе которой он обязан ознакомиться с аэронавигационной, метеорологической и картографической информацией [1]. В связи с большим объемом предоставляемой информации, зачастую у пилота нет возможности быстро ознакомиться с необходимой информацией [2]. Внедрение брифинговой службы предполетной подготовки, которая берет на себя часть функций, связанных с предоставлением непосредственно оперативной информации, позволило частично решить эту проблему. Но в настоящее время актуальным остается оптимальное предоставление пилоту воздушного судна (ВС) выборочной информации, относящейся к конкретному полету. В данной статье рассмотрен подход, позволяющий автоматизировать предоставление выборочной информации, что существенно оптимизирует предполетную подготовку ЭВС.

1. Анализ информации, предоставляемой в процессе предполетной подготовки

Аэронавигационная информация (АНИ), предоставляемая в целях предполетного планирования на аэродромах, включает [2, 3]:

- сборник аэронавигационной информации (AIP), являющийся всеобъемлющий документом в стандартном формате, который определяет правила, инструкции и требования и содержащий описания аэродромных и маршрутных средств, обеспечиваемых для аэронавигации в пределах соответствующих границ; здесь приведены данные тактико-технических характеристик взлетно-посадочных полос (ТТХ ВПП) аэродромов, их светотехническое оборудование (СТО), радиотехнические и радионавигационные средства (РТС, РНС), сборы за аэронавигационное (АН) обслуживание и другая информация;
 - поправки к AIP (AMDT) – публикации долгосрочных изменений содержания AIP;
 - дополнения к AIP (SUP) – информация о временных, заранее планируемых изменениях большой продолжительности;
 - циркуляры АНИ (AIC) – информация, не включаемая в AIP;
 - извещения для пилотов (NOTAM) – информация о временных возникающих внезапно изменениях, например, отказах оборудования (оперативная информация);
 - бюллетени предполетной информации (PIB), которые являются подборками сообщений NOTAM.
- Картографическая информация:*
- маршрутные карты;

- карты аэродрома (а/д);
- карты наземного аэродромного движения;
- карты аэродромных препятствий;
- карты стоянки, карты района;
- карты захода на посадку по приборам;
- карты местности для точного захода на посадку;
- карты стандартного прибытия по приборам (STAR) ;
- карты стандартного вылета по приборам (SID);
- карты визуального захода на посадку.

Метеорологическая информация включают в себя:

- сводки о текущих метеорологических условиях на аэродроме (METAR, SPECI);
- прогнозы по аэродрому (TAF);
- предупреждения (SIGMET, AIRMET);
- фактические и ожидаемые особые явления погоды по маршруту, текущие и прогностические данные о ветре на высотах, температура воздуха на высотах.

Для автоматизации поиска и выбора в процессе предполетной подготовки необходимой информации, ее следует упорядочить и создать организационную структуру.

2. Разработка структуры системы сбора предполетной информации

В связи с большим объемом разноплановых данных и зачастую дефицитом времени на проведение предполетной подготовки, ее эффективность значительно снижается. Это может привести к неполному или нечеткому учету пилотом факторов, необходимых для принятия решения на вылет. Поэтому выбор необходимой информации и ее оптимальное представление целесообразно возложить на автоматизированную систему подготовки предполетной информации (АС ППИ), концептуальная модель которой представлена на рис. 1.

Рассмотрим две подсистемы АС ППИ: сбора данных и формирования информационных блоков (рис. 2).

Вся информация, необходимая для предполетного планирования, собирается подсистемой сбора данных (рис. 2, а). Она поступает посредством сети авиационной фиксированной электросвязи AFTN и вводится в систему с автоматизированного рабочего места оператором (сотрудником по обеспечению полетов) или поступает в систему по линиям передачи данных авиационных сетей электросвязи CI-DIN, SITA.

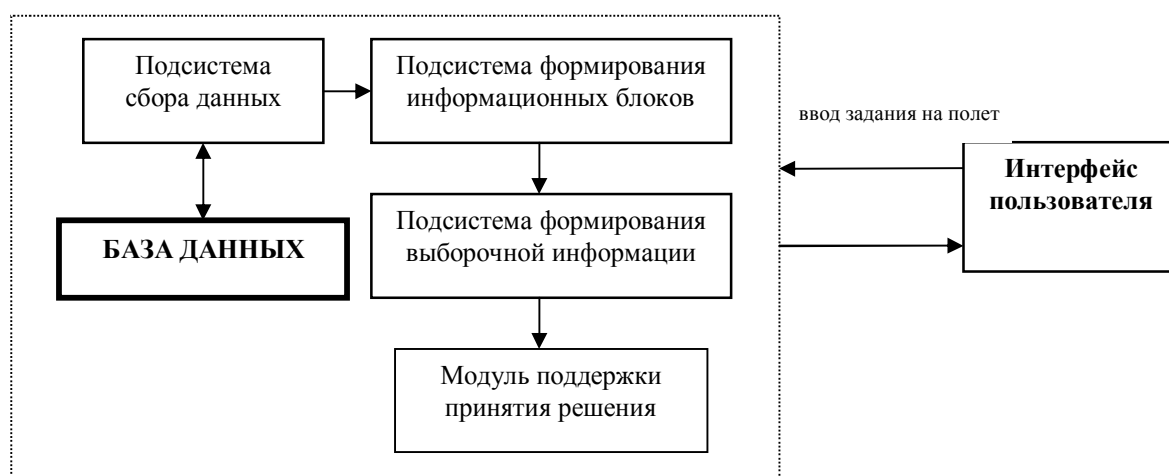


Рис. 1. Концептуальная модель автоматизированной системы подготовки предполетной информации

Также для обмена информацией между государствами в настоящее время часто используется Internet. Эта информация хранится в базе данных предполетной информации.

Аэронавигационная и картографическая информация других государств предоставляется службами аэронавигационной информации (САИ) этих государств, метеорологическая – авиационными метеослужбами. В целях упрощения обмена АНИ государства, как правило, устанавливают между САИ прямой контакт.

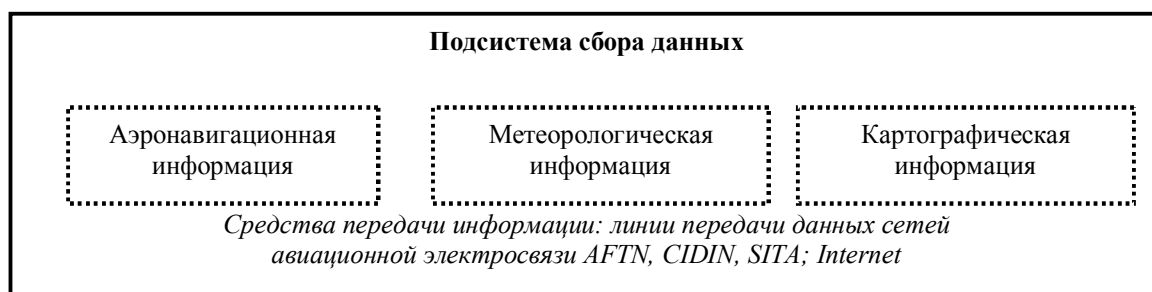
После ввода задания на полет (т.е. ввода аэродрома вылета и аэродрома назначения) в подсистеме формирования информационных блоков (рис. 2, б) информация распределяется по следующим блокам: 1 – информация по аэродрому вылета; 2 – информация по аэродрому посадки; 3 – информация по маршруту; 4 – дополнительная информация (информация, не относящаяся ни к одному из предыдущих блоков). Далее эта информация сортируется с уче-

том приоритетов для пилотов (подсистема формирования выборочной информации) и самая необходимая предоставляется пользователю.

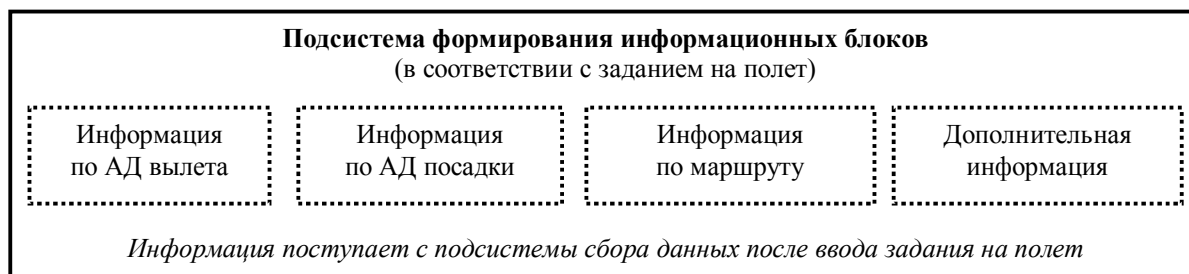
3. Разработка структуры данных, необходимых для предполетной подготовки

Большой объем разноплановой информации, с которой необходимо ознакомиться пилоту в процессе предполетной подготовки, требует определенной систематизации. Удобной для хранения и использования данных в автоматизированной системе подготовки предполетной информации является *иерархическая структура объектов*. Представим всю информацию, определенную ранее и необходимую для предполетного планирования в виде иерархической структуры (рис. 3 – 6).

Иерархическое упорядочивание информации необходимо для дальнейшей разработки подсистемы формирования информационных блоков.



а



б

Рис. 2. Структура подсистем:
а) сбора данных;
б) формирования информационных блоков

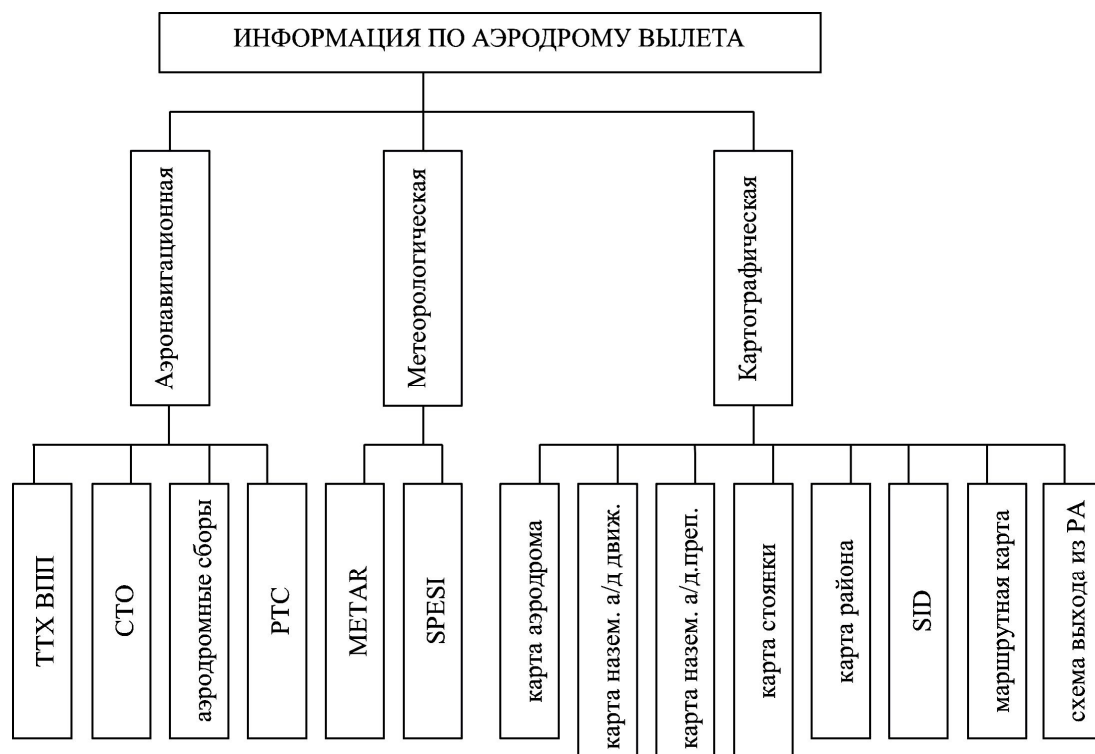


Рис. 3. Иерархическая структура упорядочивания предполетной информации по аэродрому вылета

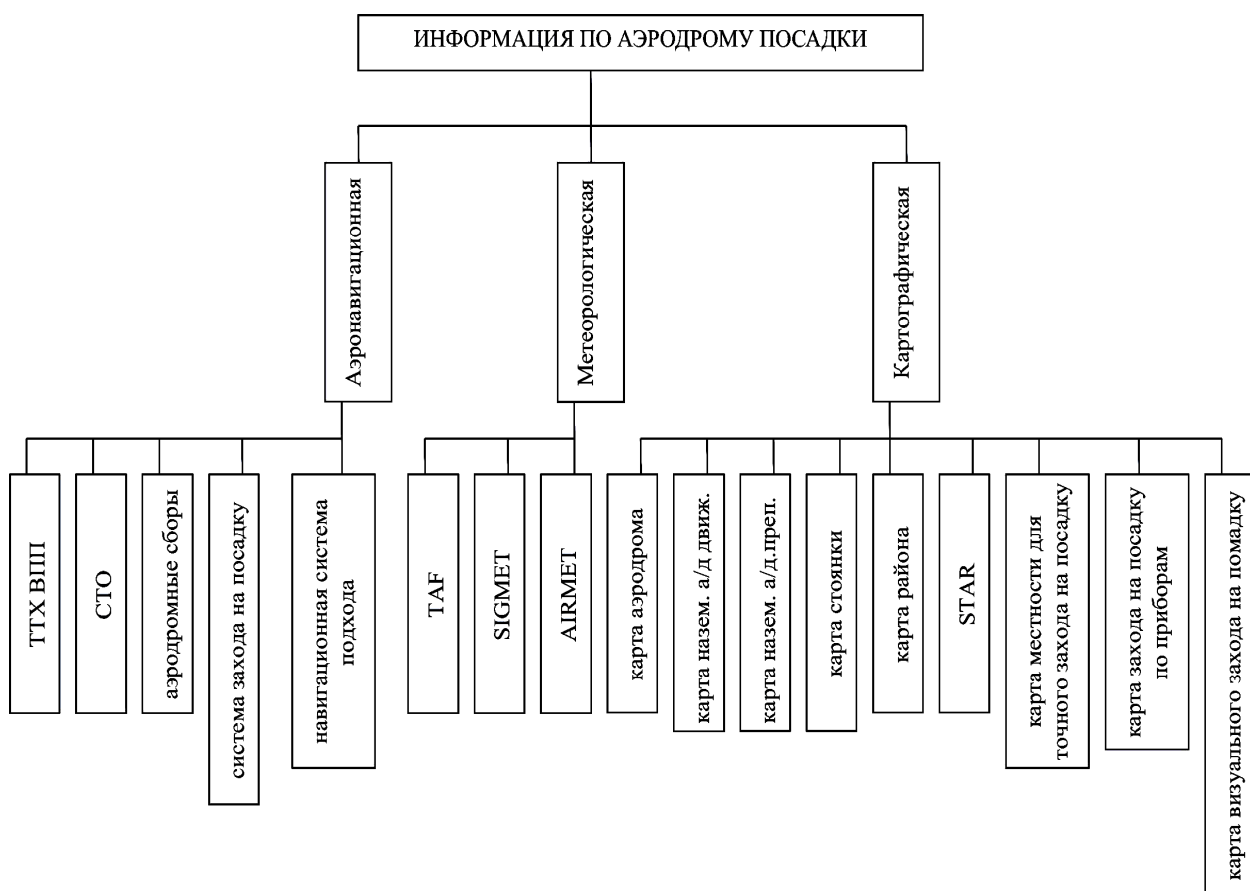


Рис. 4. Иерархическая структура упорядочивания предполетной информации по аэродрому посадки

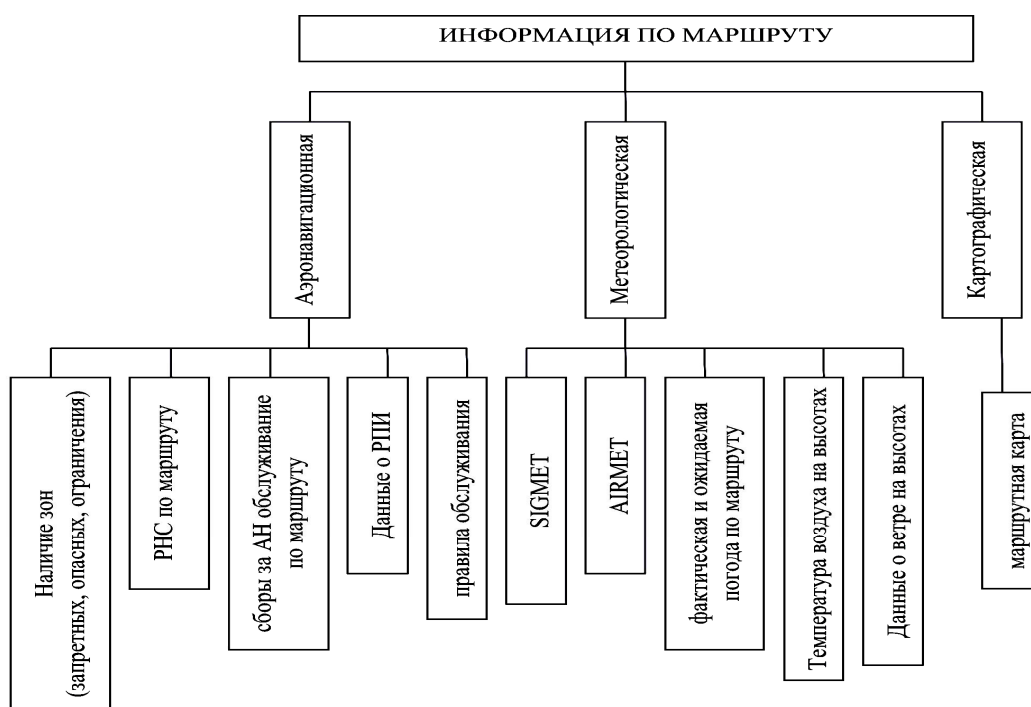


Рис. 5. Иерархическая структура упорядочивания предполетной информации по маршруту

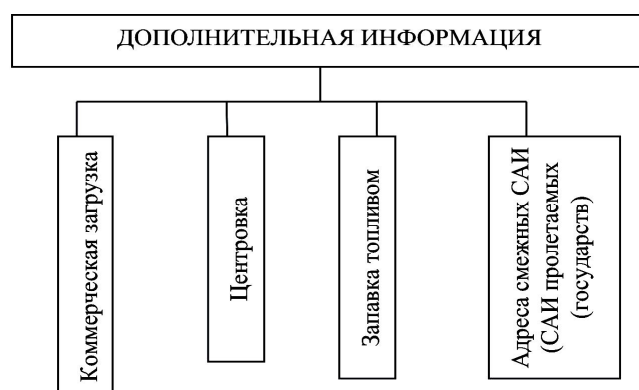


Рис. 6. Иерархическая структура упорядочивания предполетной дополнительной информации

Выводы

В статье рассмотрена структура подсистем сбора информации и формирования информационных блоков АС ППИ.

Разработанные подсистемы позволят эффективнее осуществлять сбор, хранение и предоставление необходимых данных.

Иерархическое упорядочивание информации, необходимой пилоту в процессе предполетной подготовки (по аэродрому вылета, посадки, по маршруту и дополнительной информации) позволит создать программное обеспечение автоматизированной системы подготовки предполетной информации.

Литература

1. Руководство по САИ. – Дос 8126, Монреаль, Канада, 1997. – 485 с.
2. Унифицированный доступ к службам САИ и MET связанный с предполетным планированием. – Дос. 010. 1-е изд., Монреаль, Канада, 2000. – 50 с.
3. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР. – М.: Возд. транспорт, 1985. – 262 с.

Поступила в редакцию 17.02.2005

Рецензент: д-р пед. наук, проф. Р.Н. Макаров, Международная академия проблем человека в авиации и космонавтике, Киев.

УДК 629.78.054

И.Н. БАНДУРА, В.Ф. СИМОНОВ

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

СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОГО НАПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРА УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В данной статье синтезируется направление вектора управляющего момента, при котором обеспечивается минимизация расхода рабочего тела, необходимого для гашения или набора вектора угловой скорости, произвольно направленного относительно осей связанной системы координат O_{XYZ} космического аппарата (КА).

космический аппарат, управление угловым положением, вектор угловой скорости, оптимальное направление вектора управления, расход рабочего тела, принцип максимума Понтрягина

Введение

Одним из основных показателей качества систем управления угловым положением КА является расход рабочего тела. Минимизация расходов рабочего тела, необходимого для управления пространственным угловым положением КА с использованием реактивных микродвигателей, обеспечивается частично за счет реализации алгоритмов, оптимизирующих расход рабочего тела [1 – 3], частично за счет оптимального направления вектора управления. При этом второму направлению в литературе внимания практически не уделено.

В статье делается попытка восполнить этот пробел. При синтезе направления вектора управляющих моментов будем рассматривать управление вектором угловой скорости КА, так как последний определяет величину расхода рабочего тела, а управление положением КА вокруг центра масс (демпфирование, развороты и стабилизация) легко сводится к задаче набора или гашения суммарного вектора угловой скорости. Для упрощения выкладок будем рассматривать только процесс гашения вектора угловой скорости (результаты полностью применимы для случая набора скорости).

1. Формулирование проблемы

При пренебрежении возмущающими моментами уравнения движения КА [4, 5] в векторной форме имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\omega}} &= \vec{f}(\vec{\omega}) + \vec{m}; \\ \vec{\omega}(t_0) &= \vec{\omega}_0,\end{aligned}\quad (1)$$

где $\vec{\omega}$ – вектор угловой скорости;

$\vec{m}$ – приведенный вектор управляющего момента.

Норма вектора управляющего момента ограничена по величине:

$$\|\vec{m}\| \leq m_{\max}. \quad (2)$$

Указанные допущения являются приемлемыми, так как на пассивных участках время гашения или набора вектора угловой скорости является незначительным и возмущающим импульсом можно пренебречь. При этом предполагается, что управляющий момент, создаваемый реактивными микродвигателями и ограниченный по величине, значительно больше возмущающего момента.

Задача ставится следующим образом: найти направление вектора управляющего момента, переводящего систему (1) из любого заданного исходного состояния $\vec{\omega}_0$ в начало координат фазового пространства при минимуме расхода рабочего тела. Другими словами, требуется найти вектор управ-

ляющего момента $\bar{m}$, уменьшающий норму $\|\bar{\omega}\|$ от $\bar{\omega}_0$ до 0 при минимуме расхода рабочего тела.

2. Синтез оптимального направления вектора управления

Производная от длины вектора $\bar{\omega}$, вычисляемая непосредственным дифференцированием

$$\|\bar{\omega}\| = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2},$$

определяется по формуле

$$\frac{d}{dt} \|\bar{\omega}\| = \frac{\langle \dot{\bar{\omega}}, \bar{\omega} \rangle}{\|\bar{\omega}\|}, \quad (3)$$

где символ $\langle \dot{\bar{\omega}}, \bar{\omega} \rangle$ обозначает скалярное произведение векторов $\dot{\bar{\omega}}$ и $\bar{\omega}$; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости на связанные оси.

Подставляя (1) в (3), получим

$$\frac{d}{dt} \|\bar{\omega}\| = \frac{\langle \bar{f}(\bar{\omega}), \bar{\omega} \rangle}{\|\bar{\omega}\|} + \frac{\langle \bar{m}, \bar{\omega} \rangle}{\|\bar{\omega}\|}. \quad (4)$$

Для осесимметричных ($I_y = I_z \neq I_x$) и абсолютно симметричных ($I_x = I_y = I_z$) объектов

$$\langle \bar{f}(\bar{\omega}), \bar{\omega} \rangle = 0,$$

где I_x, I_y, I_z – центральные моменты инерции космического аппарата.

В этом случае уравнение (4) имеет вид

$$\frac{d}{dt} \|\bar{\omega}\| = \left\langle \bar{m}, \frac{\bar{\omega}}{\|\bar{\omega}\|} \right\rangle. \quad (5)$$

Для асимметричных объектов

$$\langle \bar{f}(\bar{\omega}), \bar{\omega} \rangle = \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) \times \frac{\omega_x \omega_y \omega_z}{\|\bar{\omega}\|} \neq 0,$$

но так как здесь синтезируется управляющий момент, то и в этом случае можно рассматривать уравнение (5).

Вводя следующие обозначения:

$$x = \|\bar{\omega}\|; \quad (6)$$

$$u = \left\langle \bar{m}, \frac{\bar{\omega}}{\|\bar{\omega}\|} \right\rangle, \quad (7)$$

запишем уравнение (5) в виде:

$$\dot{x} = u. \quad (8)$$

Таким образом, исходная трехмерная система сведена к одномерной (8). Определим ограничения, накладываемые на u , используя неравенство Шварца ($|\langle \bar{x}, \bar{y} \rangle| \leq \|\bar{x}\| \cdot \|\bar{y}\|$) для уравнения (7), получим

$$|u| = \left| \left\langle \bar{m}, \frac{\bar{\omega}}{\|\bar{\omega}\|} \right\rangle \right| \leq \|\bar{m}\| \cdot \left\| \frac{\bar{\omega}}{\|\bar{\omega}\|} \right\| \leq m_{\max}. \quad (9)$$

Расход рабочего тела характеризуется функционалом $I = \int_0^T |u| dt$, где T не задано.

Найдем u , минимизирующее функционал I , применяя принцип максимума Понтрягина [6, 7]. Гамильтониан H для этой задачи имеет вид:

$$H = |u| + u\varphi,$$

где φ – неопределенный множитель Лагранжа.

Переменная φ определяется из уравнения

$$\dot{\varphi} - \frac{\partial H}{\partial x} = 0,$$

поэтому $\varphi = c_1$, где c_1 – константа; так как $x_0 = \|\bar{\omega}_0\| > 0$, то оптимальное управление имеет следующий вид:

$$u = -m_{\max} \text{ для } t \in [0, T]. \quad (10)$$

Величина расхода рабочего тела при этом равна

$$G_{onm} = \|\bar{\omega}_0\| \cdot c, \quad (11)$$

где c – константа.

Из неравенства (9) видно, что $m = m_{\max}$ в том случае, если векторы $\bar{m}$ и $\frac{\bar{\omega}}{\|\bar{\omega}\|}$ коллинеарны.

На основании полученных результатов можно сделать следующее заключение.

Расположение управляющего исполнительного органа системы управления угловым положением космического аппарата является оптимальным с точки зрения расхода рабочего тела, если вектор

управляющего момента коллинеарен и направлен противоположно вектору угловой скорости.

Положение вектора $\vec{\omega}$, направленного по оси x_{ω} относительно осей связанной системы координат будем характеризовать направляющими косинусами.

Вектор $\vec{\omega}$ составляет угол δ_1 с осью x , угол δ_2 с осью y и δ_3 с осью z .

Замеряя составляющие угловой скорости на осях связанной системы координат, можно определить направление $\vec{m}$ с помощью следующих формул:

$$\begin{aligned}\delta'_1 &= \arccos \frac{\omega_x}{\sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}} + \pi; \\ \delta'_2 &= \arccos \frac{\omega_y}{\sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}} + \pi; \\ \delta'_3 &= \arccos \frac{\omega_z}{\sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}} + \pi,\end{aligned}\quad (12)$$

где $\delta'_1, \delta'_2, \delta'_3$ – углы между вектором $\vec{m}$ и осями x, y, z соответственно.

Следует подчеркнуть, что указанное управление обеспечивает еще и минимальное значение времени гашения вектора угловой скорости. Следовательно, заданное T – минимально возможное. При этом реализовать такое управление, чтобы вектор управляющего момента в течение всего времени управления был бы направлен по оси x_{ω} , технически сложно.

Однако знание требуемого положения управляющего двигателя позволяет построить систему, близкую к оптимальной, а также оценить увеличение расходов рабочего тела для реальных систем.

Заключение

В данной статье приведен синтез направления вектора управляющего момента, при котором обеспечивается минимизация расхода рабочего тела, необходимого для гашения или набора вектора угловой скорости космического аппарата.

На основании полученных результатов можно сделать следующее заключение: расположение управляющего исполнительного органа системы управления угловым положением космического аппарата является оптимальным с точки зрения расходов рабочего тела, если вектор управляющего момента коллинеарен и противоположно направлен вектору угловой скорости.

Литература

1. Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Под ред. Г.Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.
2. Микрин Е.А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 336 с.
3. Зотов М.Г. Многокритериальное конструирование систем автоматического управления. – М.: БИНОМ: Лаборатория знаний, 2004. – 375 с.
4. Лурье А.И. Аналитическая механика. – М.: Наука, 1961. – 824 с.
5. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1990. – 780 с.
6. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Наука, 1969. – 384 с.
7. Методы классической и современной теории автоматического управления: В 5-ти т.; 2-е изд., перераб. и доп. – Т. 4: Теория оптимизации систем автоматического управления / Под ред. К.А. Пупкова и Н.Д. Егунова. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 744 с.

Поступила в редакцию 18.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук В.А. Батаев, НПП «Хартрон-Аркас», Харьков.

УДК 681.142.4

Ю.В. ПАРЖИН, Д.В. ГРИНЁВ

Харьковский университет Воздушных Сил, Украина

СТРУКТУРНО-ЛИНГВИСТИЧЕСКОЕ РАСПОЗНАВАНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ КОСМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Проводится оценка результатов работы программной модели предложенного структурно-лингвистического метода распознавания двумерных контурных изображений в реальном времени, полученных бортовой оптико-электронной аппаратурой искусственного спутника Земли (ИСЗ) в процессе поиска и мониторинга наземных объектов.

аффинные преобразования, контурные изображений, деформационные изменения, проекционные искажения, классификация, идентификация, структурно-лингвистический метод распознавания

Постановка проблемы и анализ литературы

Трагические последствия недавно прошедшего цунами в юго-восточной Азии свидетельствуют об актуальности проблемы оперативности доведения информации в процессе дистанционного зондирования Земли. Одним из способов повышения оперативности поиска и мониторинга Земли в зонах стихийного бедствия является распознавание изображений объектов в режиме реального времени, полученных оптико-электронной аппаратурой, установленной на борту космического аппарата.

Для распознавания контурных изображений объектов в реальном времени, наиболее перспективно применять структурно-лингвистические методы [1, 2]. Одной из важных проблем, с которыми приходится сталкиваться при распознавании реальных контурных изображений, являются различные аффинные преобразования, деформационные изменения и проекционные искажения их структур, влияющие на результат распознавания. В связи с этим был предложен подход к созданию структурно-лингвистического метода распознавания двумерных контурных изображений объектов, обладающего следующими отличиями от известных методов:

- независимостью процесса распознавания от аффинных преобразований контурных изображений;
- независимостью процесса распознавания от деформационных изменений структуры контурных изображений (структурных преобразований);
- устранением влияния проекционных искажений в структурах контуров изображений, не меняющих концепт распознавания [3].

Данный подход основан на определении и использовании структурных критических точек в процессе построения концептов распознавания. Структурному концепту Cpt ставится в соответствие его лингвистическое представление $LCpt$:

$$Cpt(I_i) = \langle A_i^{m+1}, r, B \rangle \rightarrow LCpt(I_i) = \{v_1, v_2, \dots, v_n\},$$

где A_i^{m+1} – множество структурных элементов $a_{i,j}^{m+1}$ $(m+1)$ -го уровня общности

$$A_i^{m+1} = \langle a_{i,1}^{m+1}, a_{i,2}^{m+1}, \dots, a_{i,n}^{m+1} \rangle;$$

r – бинарные отношения в которых находятся элементы множества; B – аксиомы структуры, условиям которых удовлетворяют данные отношения; $LCpt(I_i)$ представляет собой структурно-лингвистическое выражение (структуру языкового типа), состоящее из слов v_i , каждое из которых поставле-

но в соответствие определенной подструктуре a_i^{m+1} концепта Cpt класса распознавания изображения I [3, 4].

Целью данной статьи является оценка результатов работы программной модели предложенного структурно-лингвистического метода распознавания контурных изображений объектов, инвариантного относительно различного рода искажений в их структуре.

Наибольший интерес при решении задач поиска объектов вызывает проблема обнаружения подвижных объектов. Большинство подвижных искусственных объектов реального мира являются объектами с осевой симметрии структуры внешнего контура изображения. Очевидно, что в процессе съемки данных объектов различного рода помехи, шумы, искажения существенно влияют на структуру, как отдельных элементов контура изображения, так и всего изображения в целом. Предлагаемый структурно-лингвистический метод в значительной мере устраняет влияние данных изменений в структуре распознаваемых изображений на результат распознавания.

Для проведения экспериментальных исследований работоспособности предложенного метода были выбраны изображения объектов, несущие в структуре контура изображения характерные признаки распознавания. К числу данных объектов, в частности, относятся грузовые автомобили, корабли, самолеты.

Структурная схема программной модели, реализующей разработанный метод, состоит из основных блоков, представленных на рис. 1.

В процессе исследования было проанализировано распознавание более 100 различных двумерных контурных изображений указанных объектов. Двумерные контурные изображения данных объектов были подвергнуты предварительной обработке, в которую входили следующие основные этапы:

– сегментация изображений объектов с применением гиперспектральных методов обработки;

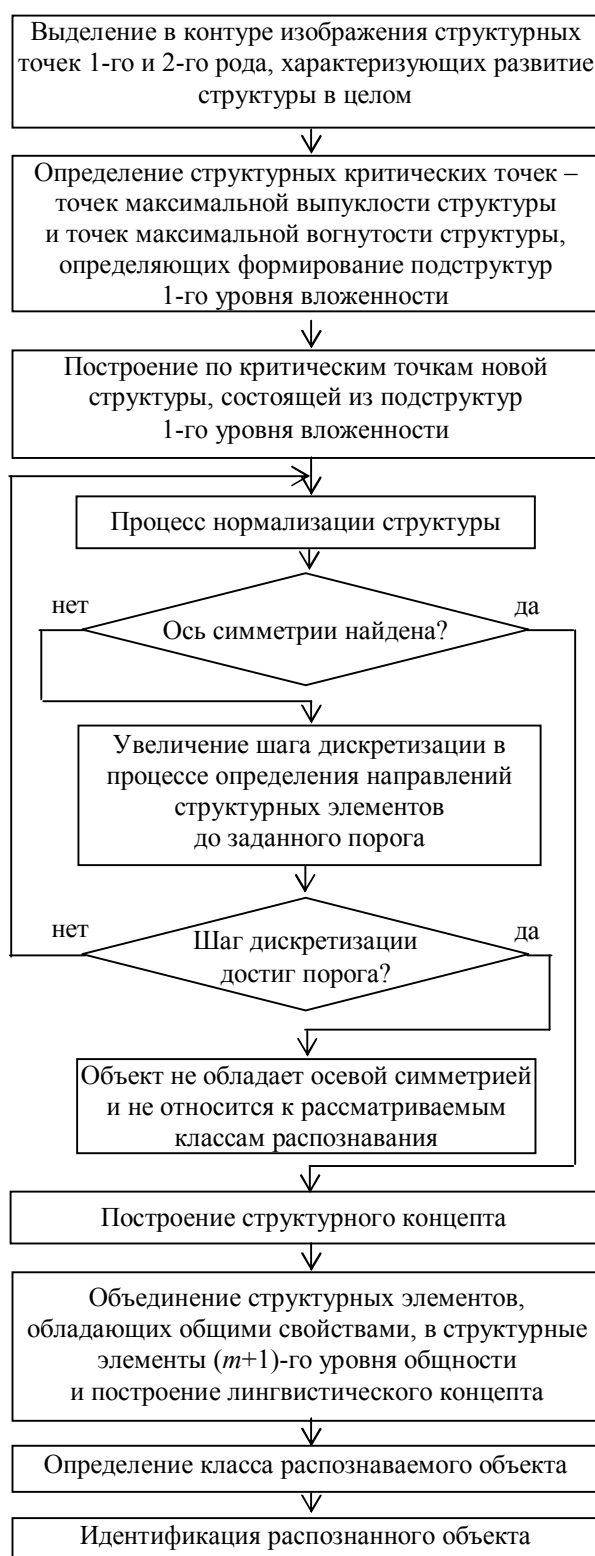


Рис. 1. Структурная схема программной модели разработанного структурно-лингвистического метода распознавания

– устранение (вычитание) фона и изображений известных стационарных объектов, не подлежащих распознаванию;

– устранение разного рода шумов и помех, к которым в первую очередь относят аддитивный стационарный гауссов шум;

– определение краев в контурах изображений объектов и подавление внутренней структуры изображения;

– сопоставление сегментам определенных линий краев контуров изображений объектов отрезков прямых и кривых линий.

В результате работы программной модели, реализующей разработанный структурно-лингвистический метод распознавания [3, 4], были получены следующие данные.

На рис. 2 представлена зависимость количества N правильно распознанных объектов от их типа T при съемке в надир.

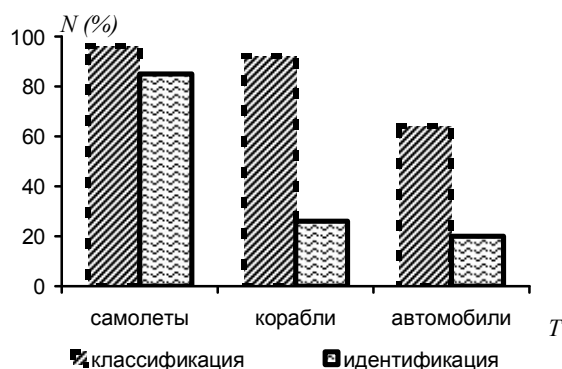


Рис. 2. Зависимость количества N правильно распознанных объектов от их типа T при съемке в надир

В результате проведения данного эксперимента определено, что правильность классификации двумерных контурных изображений объектов зависит от их типа. Так самолеты, обладающие наиболее характерными признаками распознавания, правильно классифицируются и идентифицируются в основном на 85 – 95%. Грузовые автомобили и корабли правильно классифицируются в пределах от 65 до 90%, причем объекты правильно идентифицируются в среднем с результатом 20%. Это связано с тем, что структура рассматриваемых объектов схожа как между собой, так и с другими объектами реального мира. Для повышения точности процесса распознавания необхо-

димо применять ситуационное распознавание и анализировать внутреннюю структуру изображения.

На рис. 3 представлена зависимость количества N правильно классифицированных подвижных искусственных объектов различного типа от вида преобразования структур контуров изображений, где:

А – структуры, подвергнутые аффинным преобразованиям (поворотам и изменениям размеров) рассматриваемых объектов различного типа относительно нормализованных изображений;

В – структуры, подвергнутые деформационным изменениям, к которым можно отнести:

- добавление новых структурных элементов различного уровня общности по сравнению с эталонными (полученными в процессе обучения) структурами;
- изменение параметров структурных элементов;
- отсутствие в структуре распознаваемого изображения определенного класса распознавания структурных элементов, которые присутствуют в структурах эталонных (используемых в процессе обучения);

С – структуры, подвергнутые совокупности аффинных преобразований и деформационных изменений.

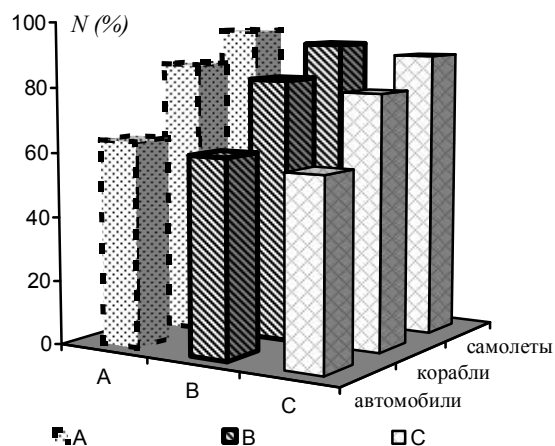


Рис. 3. Зависимость количества N правильно классифицированных объектов от вида преобразования их структур

Результат проведения данного эксперимента подтвердил независимость процесса построения концепта распознавания контурных изображений, как от аффинных преобразований и деформационных изменений в отдельности, так и от их совокуп-

ности. Присутствующие ошибки (до 4%) вызваны учетом различной разрешающей способности оптико-электронной аппаратуры, установленной на борту комических аппаратов.

На рис. 4 представлена зависимость влияния перечисленных выше преобразований структур контурных изображений рассматриваемых объектов различного типа, относительно уже распознанных объектов, на количество правильно идентифицированных объектов (N).

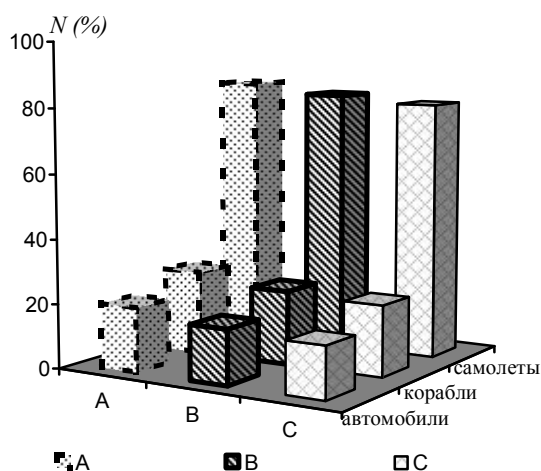


Рис. 4. Зависимость количества N правильно идентифицированных объектов от вида преобразования их структур

Результат проведения данного эксперимента подтвердил инвариантность разработанного метода к указанным видам структурных изменений. Присутствующие ошибки до 9% при идентификации объектов обусловлены внесением значительных искажений в структурные элементы исследуемого контура изображения.

В результате проведенных экспериментов установлено, что при незначительных отклонениях угла съемки от надира и высоких орбитах искусственного спутника Земли, проекционные искажения можно рассматривать как деформационные изменения в структуре контурного изображения, не влияющие на процесс распознавания. Для разработанного метода проекционные искажения оказывают влияние только в том случае, когда в структуре контура изображения появ-

ляются структурные элементы, меняющие концепт распознавания [4].

Выводы

Разработанный структурно-лингвистический метод распознавания двумерных контурных изображений объектов позволяет устранить влияние проекционных искажений, не меняющих концепт распознавания, аффинных преобразований и деформационных изменений в структуре контура распознаваемого изображения на результат распознавания. Предложенный метод позволяет в режиме реального времени классифицировать и идентифицировать изображения объектов, полученных бортовой оптико-электронной аппаратурой ИСЗ в процессе дистанционного зондирования Земли, что дает возможность повысить оперативность поиска и мониторинга объектов в зонах стихийного бедствия.

Литература

1. Форсайт Д., Понс Ж. Компьютерное зрение. Современный подход.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2004. – 928 с.
2. Русын Б.П. Структурно-лингвистические методы распознавания изображений в реальном времени. – К.: Наук. думка, 1986. – 126 с.
3. Паржин Ю.В., Адаменко А.А., Гринев Д.В. Определение критических точек в структуре контурных изображений для построения концепта распознавания // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 10 (38). – С. 142 – 149.
4. Гринёв Д.В. Классификация и идентификация объектов с использованием структурно-лингвистического метода // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 11 (39). – С. 44 – 49.

Поступила в редакцию 11.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Краснобаев, Харьковский национальный технический университет сельского хозяйства, Харьков.

UDC 656.13.052.8

A.V. GUSEV, O.M. PAPCHENKO

National Transport University, Ukraine

DEVELOPMENT OF METHOD FOR ASSESSING THE EFFICIENCY OF VISUAL INFORMATION ACQUISITION BY THE OPERATOR

The method for estimation of the efficiency of visual information acquisition by the operator is presented. The major principles are stipulated and the criteria proposed.

visual information acquisition, efficiency of visual information acquisition, operator, operator's skills

Introduction

According to the world's statistics the operator (i.e. driver, pilot, train operator) is considered responsible for corresponding accident in 55-80% of all cases [1]. Moreover in 50% of all cases accidents occur due to erroneous, untimely and/or inadequate visual information acquisition (VIA) by the operator [2]. The above statistics endorses the necessity for further research aimed at studying the patterns of VIA by certain type of operator (for example, the driver) and aimed at developing comprehensive method for assessing the efficiency of VIA by the operator [2].

Principles of the problem

The method for assessing the efficiency of VIA by the operator should enable to solve the following tasks:

- define the feed-back between the trainee and the training process (also, serve for the purposes of the adaptive training);
- provide the assessment and estimation of the operator skills level;
- control of changes in operator's skills levels in time (in the process of professional activity).

The proposed method includes the following stages:

1. The primary collection of data concerned (i.e. testing the trainees).
2. Definition of the criteria and the design values of specific visual activities (for specific operator's task).

3. Justification of particular indexes characterizing the operator's visual activities and skills.

4. Justification of overall (integral) index.

5. Calculation and evaluation of VIA.

6. Conversion of the resulting data to specific marks.

The primary collection of data concerned (i.e. testing the trainees). The VIA patterns of operator are studied with the help of NEC Eye-Mark Recorder. For example, for the case of the driver's task, testing of trainees is carried at five typical road sections (at fixed driving speeds: 20, 40, 60, 80 и 100 km/hour) [2].

Definition of the criteria and the design values of specific visual activities (for specific operator's task).

The probabilistic principle of defining the design values is being applied for acquiring designated design parameters. The design value is calculated using the following equation:

$$X_n = X_{cp}(1 - a \cdot C_v), \quad (1)$$

where: X_p – design value of particular parameter; X_{cp} – average value of given parameter out of n measurements (taken in conditions close to design); a – factor, which depends on number of repetitions N , of the variation ratio C_v and asymmetry ratio C_s . The above ratios C_v and C_s are calculated using:

$$C_v = \frac{\sum_{i=1}^n \left(\frac{X_i}{X_{cp}} - 1 \right)^2}{n - 1}, \quad (2)$$

$$C_s = 2C_v. \quad (3)$$

The factor a is defined according to (2) and (3) using [2].

Justification of particular indexes characterizing the operator's visual activities and skills. The visual activities of the driver are described by the following parameters: 1) duration of sight (eye) fixation; 2) duration of searching, observing and estimating components of sight (eye) movements (components of driver's visual activity); 3) distance toward so-called visual information zones (three major zones are anticipated); 4) sequence (algorithms) of visual information acquisition and proper timing of acquisition of specific relevant information (timely eye movements), etc.

All above stated parameters should be taken into account while judging the operator's (for example, driver's) visual skills. There are two principal ways of defining the overall assessment of driver's activity. In the first case the assessment of operator's activities is done using both particular and overall factors. For the purpose of obtaining the particular factors the operator's activities are subdivided into several groups (duration of sight (eye) fixation, duration of visual activity, distances toward information zones, shifts of attention, etc). Each group is has one or several factors (m_i) which defines partial mark of operators activity.

All the particular specific parameters, in accordance with their influence on the final efficiency, are divided into two groups: one being of so-called increasing nature (i.e. dependability, safety, efficiency, timeliness, etc.), the other of decreasing nature (i.e. expenditure, time of information acquisition, etc.). Thus the norm-setting is done in accordance with the following:

for increasing parameters

$$\mathcal{O}_i = \frac{E_i}{E_{\max i}}, \quad (4)$$

for decreasing parameters

$$\mathcal{O}_i = \frac{E_{\min i}}{E_i}, \quad (5)$$

where $\mathcal{O}_i$ и E_i – accordingly, the standardized and the

absolute value of i particular parameter; $E_{\max}$ and $E_{\min}$ – maximum (minimum) value of i particular parameter, which the present system or the system being design possess.

Justification of overall (integral) index. The overall (integral) index can be defined using the following criteria:

$$h = \sum d_i \sum \beta_{ij} Q_{ij}, \quad (6)$$

where: n – number of groups of particular marks; d_i – weighing factor, which takes into account the importance of i particular mark; m_i – the number of parameters in every group of particular marks; β_{ij} – weighing factor, which takes into account the importance of j parameter in i group; Q_{ij} – mark of j parameter for i group.

The factors d_i and β_{ij} are confined by the following conditions:

$$\sum_{i=1}^n d_i = 1, \quad \sum_{i=1}^m \beta_{ij} = 1 \quad (j = 1, 2, 3, \dots, m_i). \quad (7)$$

The first approach implies the use of generalized mark R , which is weighted mean mark of all particular separate parameters marks.

The second approach is bases on the use of particular conditional relative units of measurement for assessment of operator's activity. Afterwards the obtained conditional relative units are transferred (using one of the available estimation scales) into marks (for example, into four-grade mark system. Linear function is commonly used for acquiring the relative mark r :

$$r = \sum_{i=1}^n d_i q_i, \quad (8)$$

where q_i – standardized value of i particular parameter of operator's activity. The standardization should be done in accordance (4) and (5). The standardizing values are chosen in such a manner that the results of operator's activity are characterized by relative figure within the margins from 0 to 1.

For acquiring the integral mark the combination of all particular parameters is considered. Then the particular parameters are included in the overall mark each

with its own specific “weight” (the later corresponds the importance of particular parameter within the considered system). Since each considered parameter has its own physical nature and its own according units of measurement, all the parameters must be “scaled” to standardized non-dimensional form.

Efficiency of operator’s visual activity is presented as some totality of particular parameters. The assessment of visual activity using the additive function:

$$\mathcal{E}_{3Д} = \sum_{i=1}^n a_i \mathcal{E}_i, \quad (9)$$

where a_i – “weighing” factors, the sum total of which should equal 1; n – number of particular parameters under consideration.

With above conditions met, the visual activity efficiency $\mathcal{E}_{3Д}$ stays within margins of 0 to 1 and represents the “coefficient of VIA efficiency”.

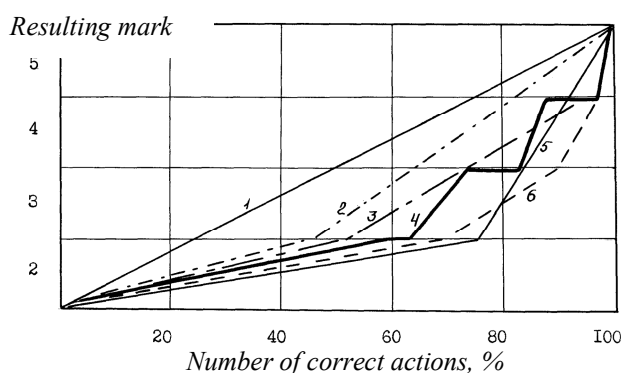


Fig. 1. Transfer scales
(from relative values to final marks):
1 – linear scale; 2–5 – subjective scales;
6 – computer scale

Conversion of the resulting data to specific marks.

Conversion of the resulting data to specific marks is done using the marks scales (fig. 1). The most accurate scale 6 is used for automated operator training (computer-based) [2].

The efficiency of operator’s activity assessment is significantly increased by the automation of the assessment process and marks calculation. The automation of assessment process allows the use of algorithms, specific criteria and mathematics, which rule out undesired subjectivity. The automation of the assessment process

also allows to process vast amount of information promptly and thus to achieve real-time assessment of operator’s activities.

One more important task is the control of acquiring and loss of skill by the operator in time (fig. 2) [2]. The above could be described by the equations:

$$I(t) = I_C - (I_C - I_H) \cdot e^{-\alpha t}; \quad (10)$$

$$I(t) = I_C + (I_C - I_H) \cdot e^{-\beta t}, \quad (11)$$

where I_H и I_C – correspondingly initial and stationary levels of operator’s skills levels (judged by overall index); α и β – the rate of acquiring and loss of skills correspondingly.

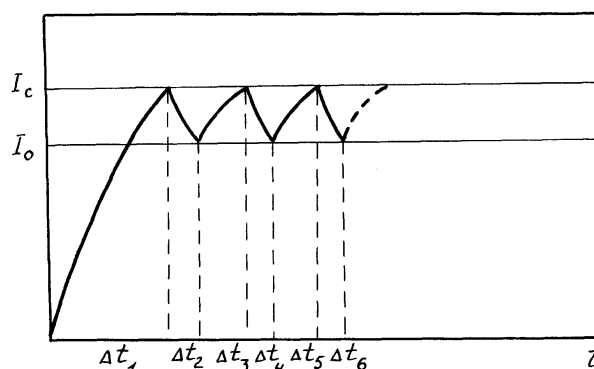


Fig. 2. Acquiring - loss of skill by the operator in time

Conclusions

The implementation of methods for enhancement of visual information acquisition by the drive and methods for assessing the efficiency of visual information acquisition by the operator are two important directions for increasing the transport safety.

References

1. WHO World Road Accidents Statistics Data. – Geneva: WHO, 2002. – 423 p.
2. Гусев А.В. Повышение безопасности движения автомобильного транспорта с учетом эффективности зрительных действий водителя / Автореф. дис. ... канд. техн. наук. – К. : УТУ, 1995. – 21 с.

Поступила в редакцию 28.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.Н. Дмитриев, Национальный транспортный университет, Киев.

УДК 621.396

Г.В. ХУДОВ¹, И.Н. БУТКО², А.Н. МАКОВЕЙЧУК³¹ Харьковский университет Воздушных Сил, Украина² Национальная академия обороны Украины³ ЗАО «Авикос-Электрон», Украина

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДИКИ ВЫБОРА РЕПЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ВИДОВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЯХ

В работе проводится анализ существующих методов привязки видовых изображений. Существующая точность привязки не удовлетворяет требованиям, выдвигаемым рядом специфических задач. В работе дается теоретическое обоснование новой методики выбора реперных объектов на видовых изображениях.

реперный объект, видовое изображение, привязка, неравенство Рао-Крамера

Постановка проблемы в общем виде

В настоящее время для привязки видовых изображений используются протяженные реперные объекты [1, 2]. Протяженность указанных реперных объектов составляет несколько элементов разрешения. В связи с этим точность (среднеквадратическая ошибка) измерения координат реперных объектов также составляет несколько элементов разрешения. Это не всегда удовлетворяет предъявленным требованиям к точности измерения, что показано в работах [3 – 6].

В работе приводится теоретическое обоснование методики выбора реперных объектов на видовых изображениях с целью повышения точности координатной привязки изображений.

Анализ последних достижений и публикаций

Обоснование информационных признаков для определения реперных объектов, представленное в работах [1, 2], является эвристическим. Такой выбор нельзя считать научно-обоснованным. К научно-обоснованным признакам реперных объектов на видовых изображениях будем относить такие при-

знаки, которые обеспечивают получение оптимальных (максимально эффективных) оценок координат изображений реперных объектов.

Постановка задачи и изложение материалов исследований

Из классической теории оценок [7 – 9] следует, что максимально эффективными являются такие оценки, которые удовлетворяют неравенству Рао-Крамера и являются его нижними оценками. В частности, матрицу точности C_y , обратную корреляционной матрице ошибок регулярного измерения векторного параметра в отсутствие априорных данных, можно найти из известного [8] соотношения

$$C_y = \left\| -\frac{\partial^2}{\partial \alpha_1 \partial \alpha_2} \ln(l(y/\hat{\alpha})) \right\|, \quad (1)$$

где α_i – измеряемый параметр;

$\hat{\alpha}$ – истинное значение измеряемого векторного параметра;

$l(y/\hat{\alpha})$ – отношение правдоподобия.

В рассматриваемом случае измеряемый векторный параметр α соответствует декартовым координатам изображения x_1 и x_2 .

Применительно к задаче оптимизации измере-

ния координат изображения реперного объекта отношение правдоподобия может быть вычислено с использованием нормированного весового интеграла [6]:

$$l(y/\hat{\alpha}) = 2 \int_{-\infty}^{\infty} \frac{u(\alpha)u_0(\hat{\alpha})}{N_0} d\Delta\alpha, \quad (2)$$

где $\Delta\alpha = \alpha - \hat{\alpha}$;

$u(\alpha)$ – функция распределения яркости изображения реперного объекта по векторной координате α ;

$u_0(\hat{\alpha})$ – эталонное значение яркости изображения реперного объекта;

N_0 – спектральная (по пространственной координате) плотность мощности яркости мешающего шума.

Яркости изображений реперного объекта по двум декартовым координатам являются независимыми функциями. Для такого случая задача измерения координат изображения реперного объекта вырождается сначала в задачу измерения двух независимых координат

$$C_y = \begin{bmatrix} 1/\sigma_1 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_2 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

а затем – в две самостоятельные задачи измерения независимых координат x_1 и x_2 :

$$C_{x_1} = \frac{1}{\sigma_1}; \quad (4)$$

$$C_{x_2} = \frac{1}{\sigma_2}, \quad (5)$$

где σ_i^2 – дисперсия ошибки измерения i -й координаты изображения реперного объекта.

Теоретическое обоснование методики и оценки потенциальной точности измерения независимых параметров представлено в ряде работ. Например, в работе [9] показано, что при оценке неизвестного времени запаздывания радиолокационного сигнала потенциальная точность (среднеквадратическая

ошибка) измерения времени запаздывания вычисляется согласно выражению [9]:

$$\sigma_\tau = \frac{1}{qP_{эф}}, \quad (6)$$

где q^2 – параметр обнаружения (энергетическое отношение сигнал/шум);

$P_{эф}$ – эффективная ширина спектра сигнала.

Известно, что эффективная ширина энергетического спектра стационарного случайного процесса, к которому можно отнести и видовое изображения, и эффективная ширина его автокорреляционной функции (τ_0) связаны между собой в соответствии с теоремой Хинчина-Винера [10] известным соотношением

$$P_{эф}\tau_0 = 1. \quad (7)$$

Установлено, что с повышением значения энергетического отношения сигнал/шум q^2 и остроты пика функции рассогласования (увеличении ширины спектра сигнала) дисперсия и среднеквадратическое значение ошибки измерения времени запаздывания уменьшаются.

Повторяя вычисления, приведенные в работе [8] для видовых изображений реперных объектов, формулы (4), (5) можно преобразовать так:

$$\sigma_{x_1} = \frac{1}{q_{x_1} P_{x_1}}; \quad (8)$$

$$\sigma_{x_2} = \frac{1}{q_{x_2} P_{x_2}}, \quad (9)$$

где q_{x_i} – энергетический контраст яркости реперного объекта на изображении;

P_{x_i} – широкополосность реперного объекта по координате x_i как протяженного изображения.

Из соотношений (8), (9) следует, что повышение точности определения координат реперного объекта можно оценить как

$$\frac{\sigma_0}{\sigma_x} = \frac{q_x P_x}{q_0 P_0} = \frac{q_x}{q_0} \frac{P_x}{P_0} = K_q K_P, \quad (10)$$

где σ_0 – среднеквадратическая ошибка измерения координат реперного объекта при $q = 1$ и $\Pi = 1$;

K_q – превышение энергетической яркости объекта по сравнению с фоном;

K_Π – превышение широкополосности рекомендуемого реперного объекта по сравнению с известным.

Следовательно, с повышением значения контраста яркости реперного объекта на изображении q_x и увеличением ширины спектра сигнала от реперного объекта Π_x среднеквадратическое значение ошибки измерения координат реперного объекта на изображении уменьшается, что приводит к увеличению точности привязки видовых изображений.

Выводы и направления дальнейших исследований

Таким образом, методика выбора реперных объектов на видовых изображениях может быть сформулирована следующим образом:

- на видовом изображении отыскиваются участки с максимальной шириной спектра и устойчивым изображением;
- среди выбранных участков находится наиболее яркий (имеющий наибольший энергетический контраст);
- производится селекция участков изображения по критерию совместного выполнения двух условий (широкополосности и яркости);
- найденный участок принимается за реперный объект.

В дальнейших исследованиях необходимо оценить потенциальную точность измерения координат реперных объектов и разработать рекомендации по

сокращению времени поиска изображений реперных объектов и определению их широкополосности.

Литература

1. Прэтт У. Цифровая обработка изображений. Т. 2 – М.: Мир, 1982. – 790 с.
2. Карпович И.Н. Военное дешифрирование аэроснимков. – М.: Воениздат, 1990. – 544 с.
3. Аерокосмічна розвідка в локальних війнах сучасності. Досвід, проблемні питання і тенденції / Л.М. Артюшин, С.П. Мосов, Д.В. П'ясковський, В.Б. Толубко. – К.: НАОУ, ЖВІРЕ, 2002. – 207 с.
4. Аналитический обзор. Некоторые итоги боевых действий авиации НАТО в Югославии. – М.: ИТАР, 2000. – 22 с.
5. Дорофеев В. Взгляды американского военного руководства на формы применения космических сил // Зарубежное военное обозрение. – 2001. – № 8. – С. 25 – 32.
6. Спутники видовой разведки // НТБ НЦУИ КС. – 1998. – № 8. – С. 8 – 11.
7. Корн Г.А., Корн Т.М. Справочник по математике для научных работников и инженеров. Определения, теоремы, формулы. – М.: Наука, 1984. – 831 с.
8. Де Гроот М. Оптимальные статистические решения: Пер. с англ. / Под ред. Ю.В. Линника и А.М. Когана. – М.: Мир, 1974. – 491 с.
9. Ширман Я.Д., Манжос В.Н. Теория и техника обработки радиолокационной информации на фоне помех. – М.: Радио и связь, 1981. – 416 с.
10. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. – М.: Радио и связь, 1989. – 654 с.

Поступила в редакцию 21.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.В. Голкин, Харьковский университет Воздушных Сил, Харьков.

УДК 519.2

С.О. КІБІТКІН, С.В. ЧОРНИЙ

Харківський університет Повітряних Сил, Україна

МЕТРОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ЕКСПЕРТНОЇ ОЦІНКИ РОЗРІЗНЮВАЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ ФОТОАПАРАТУРИ СПОСТЕРЕЖЕННЯ

В статті приведені результати дослідження параметрів моделі групи експертів візуального аналізу при виконанні сертифікації апаратури спостереження.

розрізнявальна здатність, фотоапаратура спостереження, хибне спостереження

Вступ

Постановка проблеми. В програмі угоди “Відкрите небо” важливим етапом є визначення розрізнявальної здатності фотоапаратури спостереження. На цьому етапі працює група експертів, яка власне і визначає розрізнявальну здатність.

При цьому виникає цілий ряд кваліметричних метрологічних проблем, серед яких важливими являються визначення чисельності і кваліфікації експертів спостереження, визначення об’єму вибірки та обробка результатів спостереження.

Обробка результатів спостереження включає визначення аномальних вимірювань, визначення закону розподілу, визначення меж, за якими дані вважаємо невірними.

Аналіз літератури. В [1] представлена правова основа для спостереження за територіями тих країн, які підписали цей договір. В [2] розглянуті класичні визначення математичного сподівання, а також і дисперсії, які використовувалися як основа для розрахунку значень роздільної здатності. В [3] розглянуто поняття розподілу функції від випадкової величини. В [4] проведені дослідження особливостей візуального аналізу зображень при сертифікації апаратури спостереження. В [5] представлена інформація математичного моделювання і проведення математичних розрахунків.

Мета статті. Групу експертів можна розглядати, як вимірювальну систему, при цьому виникає про-

блема визначення метрологічних характеристик такого засобу вимірювання та визначення випадкової помилки. Однією із задач є вивчення розподілу цієї помилки. Одним із методів підходу є характеризувати експертну групу дисперсією оцінок, а також абсолютною та відносною похибками.

Результати досліджень

Єдиною формальною ознакою «хибного спостереження» є його аномально велике віддалення від центру розподілу. Тому в експериментальній практиці дослідники стали просто відкидати крайні, «дуже віддалені» від центру спостереження. Цей спосіб отримав назву центрування вибірки. Проте для ухвалення рішення про виключення передбачуваного промаху необхідні які-небудь формальні критерії.

Розглянемо методи призначення меж цензурування вибірки для видалення промахів. Найпростіший з таких методів полягає у використуванні «правила 3σ», коли за вибіркою з віддаленими рішеннями, схожими на промахи, обчислюється оцінка 3σ, а всі $|x_i| \geq 3\sigma$ визначаються промахами і видаляються з подальших розрахунків.

Поширеним методом визначення координати центру розподілу є її оцінка у вигляді середнього арифметичного всіх звітів, тобто у вигляді (1):

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i . \quad (1)$$

Переважне використання цієї оцінки серед теоретиків та практиків пояснюється зовсім не тим, що це «найкраща» або, як говорять математики, ефективна оцінка центру, а тим, що це єдина оцінка, яку можна виразити аналітично, тобто формулою, і підставляти у такому вигляді в інші співвідношення, аналізувати їх тощо.

Як початкові дані використовуємо детальність зображення на місцевості, а також кількість випадків виявлення цієї детальності за даними експертів. Аналіз гістограм розподілу рішень експертів показує, що закон розподілу є складною функцією і не відповідає ідеальному закону Гауса. Тому для математичного опису гістограми розподілу рішень експертів будемо використовувати нормальний багатомодальний Гаусівський закон розподілу

$$G = \sum_{j=1}^n N_j \exp\left(-\frac{(R - R_j)^2}{(2\sigma_j)^2}\right), \quad (2)$$

де G – щільність імовірності оцінок розрізнявальної

здатності; R – вектор поточних значень розрізнення; R_j – параметр максимуму j -ї моди; N_j – амплітуда j -ї моди; σ_j – середньоквадратичне відхилення j -ї моди.

На підставі залежності (2) можуть бути розраховані середні значення розрізнявальної здатності. Можливі два варіанти розрахунку середніх значень:

– обчислення медіани, отриманої після апроксимації фігури, обмеженої кривою розподілу на нескінченному інтервалі (рис. 1, графік 1):

$$M_f = \left(\int_{-\infty}^{x_0} G(x) dx - \int_{x_0}^{\infty} G(x) dx \right)^2, \quad x_0 = 25; \quad (3)$$

– обчислення медіани, отриманої після апроксимації кривої розподілу, яка усічена по крайніх точках реальних даних (рис. 1, графік 2):

$$M_{uf} = \left(\int_{l_1}^{x_1} G(x) dx - \int_{x_1}^{l_n} G(x) dx \right)^2, \quad x_1 = 25. \quad (4)$$

На рис. 1 наведені типові приклади апроксимації експериментальних даних формулою (1).

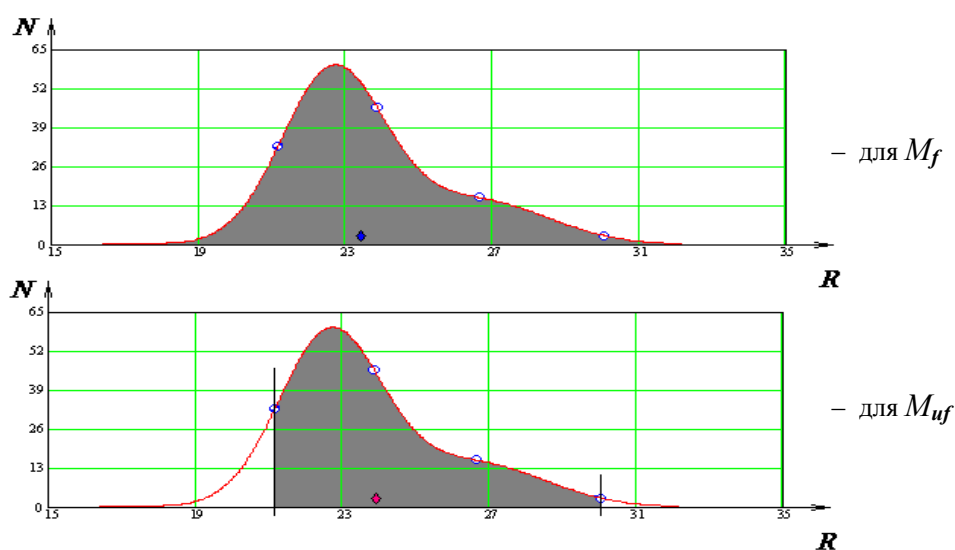


Рис. 1. Апроксимація експериментальних даних

Оцінку роботи групи експертів в цілому передбачається вести за дисперсією отриманого закону розподілу. Так виникає питання обчислення цієї дисперсії і порівняння її із значенням дисперсій окремих мод, складених між собою.

Дисперсія розраховується за формулами:

$$D_f = \sum_{j=1}^n (l_j - M_f)^2 p_j; \quad D_{uf} = \sum_{j=1}^n (l_j - M_{uf})^2 p_j, \quad (5)$$

$$\text{де } p_j = \left(\frac{m_j}{50} \right); \quad \sum_{j=1}^n p_j = 1.$$

В існуючій методиці вибірку статистичних даних скорочують на 20% шляхом відкидання найменшого та найбільшого значень у п'яти прольотів над мірою без яких-небудь пояснень. В розробленій нами методиці отримані дані, які дають пояснення заборони відкидання цих значень.

В якості критерію вірогідності роботи експертів було розраховано 3σ . Отримані результати показують що відкидання значень, яких і так занадто мало для оцінки, неможливо. В проаналізованих 250 випадках всього у 25 з них необхідно відкидати одне значення та у 1 випадку необхідно відкидати два значення, що складає 2%.

Методика, що пропонується, встановлює довірчі межі. Відомо, що до маловірогідних значень у разі нормального розподілу слід відносити значення, які випадають за « 3σ », що складає вірогідність 0,997.

У разі багатомодального закону виникає питання про справедливість використання «правила 3σ ». У зв'язку з цим проведено дослідження, які показують, що (спираючись на національний стандарт України), погрішність $\Delta_{0,9}$ має унікальну властивість для широкого класу законів розподілу, що вживаються, але тільки вона має однозначний зв'язок з середнім квадратичним відхиленням у вигляді $\Delta_{0,9} = 1,6\sigma$ незалежно від виду закону розподілу. Тому за відсутності даних про вид закону розподілу для визначення двосторонньої довірчої вірогідності, пропонує використовувати тільки $P_D = 0,9$.

Довірчу вірогідність $P_D = 0,95$ національний стандарт пропонує використовувати за відсутності даних про закон розподілу для односторонньої вірогідності.

Довірча вірогідність $P_D = 0,99$ використовується

лише при вказівці погрішності первинних і робочих еталонів.

У зв'язку з цим доцільно допрацювати методику співвідношеннями, які дозволяють визначити для даного конкретного випадку, які значення необхідно відкидати чи ні, виходячи із заданої вірогідності.

У якості критерію доцільно обрати квадрат різниці між заданим значенням довірчої вірогідності і інтегралом в відшукуваних межах інтеграла від щільності вірогідності. В результаті мінімізації по змінним верхній і нижній межах функції (для двох випадків: (6) – фігури, обмеженої кривою розподілу на нескінченному інтервалі; (7) – фігури, обмеженої кривою розподілу, яка усічена по крайніх точках) виходить оптимальне значення меж, при яких P_{zad} дорівнює цьому інтегралу:

$$T(\alpha) = \left(P_{zad} - \int_{-\alpha+x_0}^{\alpha+x_0} G(x) dx \right)^2, \quad (6)$$

де $P_{zad} = 0,9$ при $T(\alpha) = 0$;

$$T(\alpha) = \left(P_{zad} - \int_{-\alpha+x_1}^{\alpha+x_1} G(x) dx \right)^2, \quad (7)$$

де $P_{zad} = 0,9$ при $T(\alpha) = 0$.

У виразах (6), (7) $T(\alpha)$ – закон обчислення значень межі; P_{zad} – довірча вірогідність; $\pm\alpha$ – межа відсікання маловірогідних рішень.

Графічно це показано на рис. 2 і 3 відповідно.

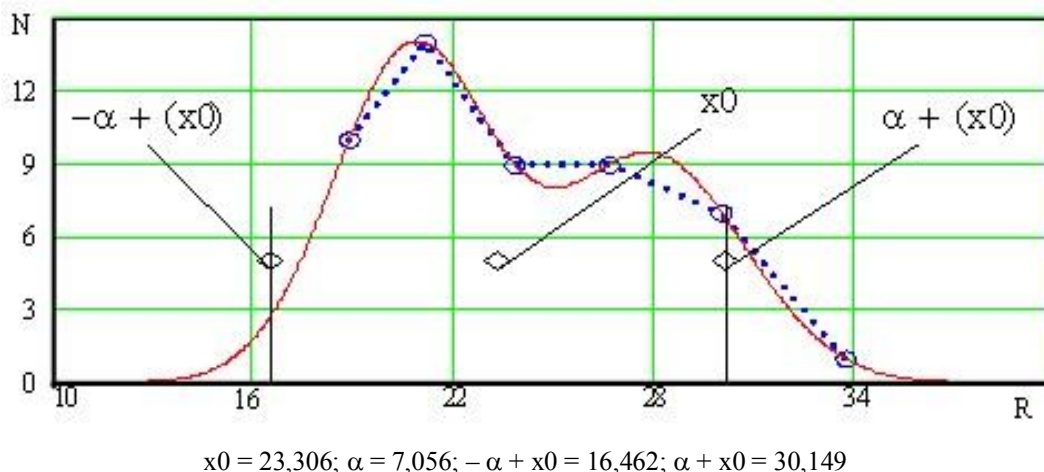
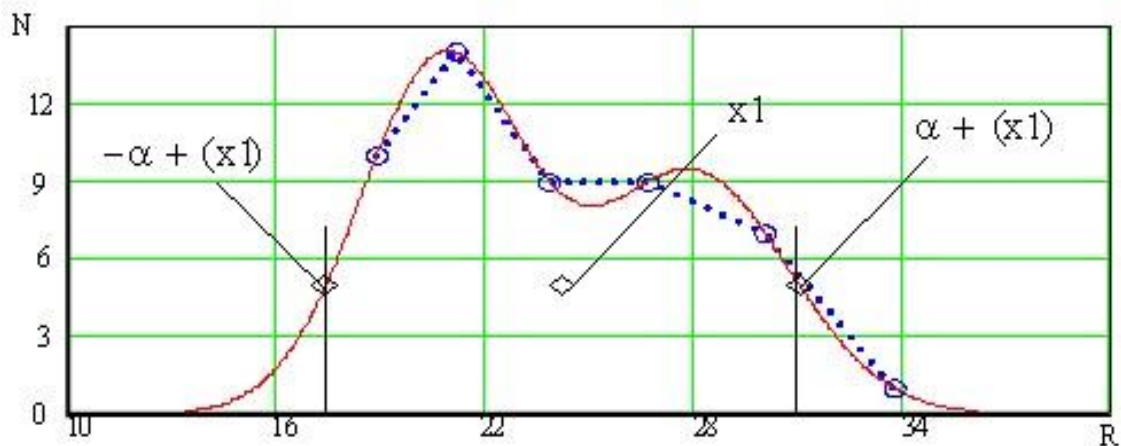


Рис. 2. Випадок фігури, обмеженої кривою розподілу на нескінченному інтервалі



$$x1 = 24,183; \alpha = 6,844; -\alpha + x1 = 17,34; \alpha + x1 = 31,027$$

Рис. 3. Випадок фігури, обмеженої кривою розподілу, яка усічена по крайніх точках

Висновки

1. Розроблено методику експертної оцінки розрізняльної здатності апаратури спостереження.

Досліджено закони розподілу рішень експертів. Показано, що закони мають багатомодальний характер. Розроблено математичну модель групи експертів, що здійснюють візуальний аналіз зображень при сертифікації апаратури спостереження. Модель отримано у вигляді аналітичної залежності, що описує закон розподілу рішень експертів.

Проведено дослідження довірчих меж отриманого закону розподілу.

2. Виявлено необхідність подальшої розробки механізмів оцінки кваліфікації окремих експертів на підставі розроблених математичних моделей визначення розрізняльної здатності.

3. Необхідна розробка алгоритмів автоматичного розпізнавання міри на фотознімках.

4. Потрібна розробка алгоритмів автоматичного вимірювання розрізняльної здатності по зображенню міри.

Література

1. Кирк У. Клир, Стивен Е. Блок. Договор «Открытое небо». – Агентство по уменьшению угрозы. Отдел истории 45045 Aviation Drive Dulles International Airport Dulles, VA 20166 – 7517, 1999. – 70 с.
2. Чистяков В.П. Курс теории вероятностей. – М.: Наука, 1982. – 256 с.
3. Ивченко Г.И., Медведев Ю.И. Математическая статистика. – М.: Высш. шк., 1984. – 248 с.
4. Черный С.В., Кибиткин С.А. Исследование особенностей визуального анализа изображений при сертификации аппаратуры наблюдения // Системы обработки информации. – Х.: ХВУ. – 2003. – Вип. 3. – С. 112 – 177
5. Артемьев Б.Г., Голубев С.М. Справочное пособие для работников метрологических служб. – М.: Издательство стандартов, 1990. – 528 с.

Надійшла до редакції 07.03.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. І.І. Зима, Харківський університет Повітряних Сил, Харків.

АННОТАЦИИ

УДК 621.7.044

Брагин О.П., Зайцев В.С., Полтарушников С.А. **Варіанти енергетичних систем розгону снаряду в установках гідродинамічного штампування** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 5 – 10.

Спосіб гідродинамічного штампування або, в більш широкій трактовці – формоутворення, заснований на створенні імпульсу тиску в несплотної формуючій рідинній камері ударом по рідині твердого тіла – снаряду. Основоютворюючим принципом альтернативної системи енергетичних систем, що пропонуються до уваги, є вплив на снаряд, що розганяється потоком рідини, безперервно супроводжує його з прискоренням і під тиском на всьому шляху його руху в стволі.

Лл. 5. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.723+669.71.24.26

Костюк Г.І., Тернюк М.Е. **Концепції створення гнучких технологічних систем високої та надвисокої продуктивності з урахуванням сучасного стану промисловості України** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 11 – 18.

Надані концепції створення гнучких технологічних систем високої та надвисокої продуктивності в умовах сучасного виробництва України. Доведено, що синтез таких систем базується на організації потоку деталей, пристроїв, оснастки, допоміжного обладнання та інформації; застосуванні інструментальних схем з максимальною концентрацією технологічного впливу; застосуванні методу безаналогового синтезу технологічних систем і техніки; використанні фундаментальних досліджень у галузі природничих наук; застосуванні багаторівневого розташування обладнання; використанні переоснащеного обладнання на комп'ютерне керування та забезпеченні високої концентрації технологічного впливу на базі верстатного парку СРСР (завдяки застосуванню додаткових супортів, оброблювальних та агрегатних головок).

Лл. 1. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 621.923

Горбачов О.О. **Визначення кінематичних параметрів планетарного глибинного шліфування плоских поверхонь** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 19 – 22.

Описано алгоритм розрахунку кінематичних параметрів процесу планетарного плоского шліфування, що забезпечують сприятливі умови стружкоутворення за рахунок можливості прояву адсорбційного ефекту Ребіндера.

Лл. 2. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 629.73.004.8

Набокін Т.П. **Аналіз технологій утилізаційної фраг-**

UDC 621.7.044

Bragin A., Zaytsev V., Poltarushnikov S. **Variants of power systems of acceleration of shell in options of hydrodynamic stamping** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 2 (18). – P. 5 – 10.

The way of hydrodynamical punching or, in wider treatment forming is based on creation of a pulse of pressure in the not condensed forming liquid chamber by impact on a liquid of a firm body a shell. A basic principle of alternative scale of power systems offered to consideration is influence on a dispersed shell a stream of the liquid continuously accompanying it with acceleration and under pressure of all of a way of its movement in a trunk.

Fig. 5. Ref.: 4 items.

UDC 621.723+669.71.24.26

Kostyuk G., Ternyuk N. **Concepts of creating the flexible technological systems with efficient end ultrahigh productivity with consideration of modern state of Ukrainian industry** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 2 (18). – P. 11 – 18.

The conceptions of flexible manufacturing system creation with high and super high productivity at the condition of Ukrainian modern manufacturing are given. It is demonstrated that synthesis is based on: detail, instrument, device, rigging, support equipment and information flows; using of instrumental schemes with maximal concentration of technological affection; using of a non-analog synthesis method of the technological system and equipment; using of basic researches in the area of natural sciences; using of an multi-layer equipment arrangement; using of the flexible machining facilities and support equipment based on computer control (that allows to use them in the integrated operation); providing a high technological affection concentration based on machinery of the former USSR (due to the usage of additional lathe carriages, machining and unit-type heads).

Fig. 1. Ref.: 10 items.

UDC 621.923

Gorbachev A. **Designation for cinematic parameters of planet deep grinding for planar surface** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 2 (18). – P. 19 – 22.

We describe the algorithm of accounting the cinematic parameters of planet planar grinding process that avoid a good conditions of chip forming at the expense of capabilities staining Rabinder adsorption effect.

Fig. 2. Ref.: 3 items.

UDC 629.73.004.8

Nabokina T. **The analysis of technologies of a salvage**

ментації планерів повітряних суден // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 2 (18). – С. 23 – 27.
Розроблено критерій ефективності методів утилізаційної фрагментації планерів повітряних суден. Критерій ефективності враховує технологічні особливості та безпеку методів, які використовуються, економічну доцільність їх використання. Проведена класифікація методів утилізаційної фрагментації планерів повітряних суден з урахуванням критерія ефективності.
Лл. 3. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.735

Гагауз Ф.М. Проектування багатолонжеронного крила із композиційних матеріалів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 2 (18). – С. 28 – 32.
Розглянуто різноманітні варіанти розподілу матеріалу по полицям лонжеронів. Запропонована методика проектування силових елементів поперечного перерізу крила із раціональним розподілом матеріалу по полицям лонжеронів. Приведені результати, які можуть бути використані при оптимальному проектуванні параметрів перерізу багатолонжеронного крила із композиційних матеріалів.
Лл. 2. Табл. 4. Библиогр.: 4 назви.

УДК 631.7.04–197:631.7.019.8

Повгородній В.О. Аналіз показників надійності бортової апаратури вітчизняних та закордонних літаків // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 2 (18). – С. 33 – 36.
Розглядаються питання аналізу показників надійності механічних конструкцій бортової апаратури вітчизняних та закордонних літаків. У статті розглянуто відомий метод в динаміці та надійності, що ґрунтується на оцінці та прогнозуванні показників надійності елементів конструкцій, враховуючи прості двовимірні конструкції, а також складні тривимірні конструкції, що є пластинчастострижневою конструкцією. Прогнозування показників безвідмовності здійснюється, виходячи з розрахунку напружено-деформованого стану конструкції та її елементів, що є новою задачею дослідження вищезазначених конструкцій. При розрахунку показників безвідмовності застосовано метод з використанням теорії викидів, який дозволяє визначити, при яких резонансних частотах конструкція та її елементи будуть найменш надійними. Результати, одержані за цим методом, порівнюються з експериментальними результатами, одержаними за допомогою випробувань на надійність, та експлуатаційними. Основні результати роботи знайшли промислове застосування в проектуванні нового приладового устаткування для літаків України.
Лл. 3. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.44.533.697

Басов Ю.Ф., Дьомін О.Є., Максимов Ю.П. Аналіз аеродинамічних характеристик і структури течії в транзвуковому компресорному ступені // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 2 (18). – С. 37 – 41.

fragmentation of gliders of aircrafts // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 2 (18). – P. 23 – 27.
The effectiveness criterion of methods of a salvage fragmentation of gliders of aircrafts is designed. The effectiveness criterion allows for technological features of methods, safety of used methods, economic feasibility of their usage. The classification of methods of a salvage fragmentation of gliders of aircrafts with allowance for of effectiveness criterion is conducted.
Fig. 3. Ref.: 5 items.

UDC 629.735

Gagauz F. Composite multispar wing design // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 2 (18). – P. 28 – 32.
A different variants of material distribution between spar caps were examined. A load-bearing elements design technique of wing cross-section with rational material distribution between a spar caps was proposed. Data which maybe used in cross-section parameters optimal design of composite multispar wing were given.
Fig. 2. Tabl. 4. Ref.: 4 items.

UDC 631.7.04–197:631.7.019.8

Povgorodny V. Analysis of reliability's parameters of the airborne equipment // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 2 (18). – P. 33 – 36.
The article devoted to problems of definition and study of reliability and probable operability of mechanical constructions of airborne hardware. The article develops a new approach in dynamics and reliability based on evaluation and prognosis of reliability (namely, reliability coefficients) and operability of structural elements, simple two dimensional structures (for example, boards with radio components) as well as complex three-dimensional lamellar-bar structures (for example, pack of boards with radio components). It is the calculation of the mode of dynamic deformation of structures and structural elements that the evaluation of reliability coefficients and theory of exhaust's is based upon. This is a radical departure from conventional practice of investigating the above-mentioned structures. In calculation of reliability coefficients of theory of throw out method allowing definition of resonance frequencies of the least reliability and of what diapason frequencies of structures and structural parts was applied. The results of this method compare with results by the experimental method. The main results of the work have been implemented in industrial production in developing new aircraft in Ukraine.
Fig. 3. Ref.: 5 items.

UDC 621.44.533.697

Basov Yu., Dyomin A., Maksimov Yu. Flow aerodynamic performances and structure analysis in the transonic compressor stage // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 2 (18). – P. 37 – 41.

На основі удосконаленого опису профілю лопатки проведено модифікацію методу розрахунку та розширено область застосування відповідного програмного комплексу, включаючи ступені із довільною формою середньої лінії, у тому числі і S-подібні. Представлено результати чисельного моделювання трансзвукової течії в ступені осьового компресора. Проведено зіставлення з експериментальними даними.

Лл. 6. Табл. 1. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.525.24

Бойко Л.Г., Дьомін О.Є., Барішева О.С., Фесенко К.В., Бухолдін Ю.С., Довженко В.М. **Метод перевірного розрахунку течії у проточній частині відцентрового компресору та його апробація** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 42 – 48.

Представлено двовимірний метод розрахунку течії у відцентровому компресорі. Наведені результати чисельного дослідження ступеня відцентрового компресора за допомогою програми перевірного розрахунку. Проведено зіставлення розрахункових та експериментальних даних, показано їх задовільну відповідність.

Лл. 7. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 621.438:51.001.57

Герасименко В.П., Мандра А.С., Налісний М.Б., Нурмухаметов Т.М. **Адаптивне математичне моделювання газотурбінного приводу газоперекачувального агрегату** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 49 – 53.

Дається аналіз перспектив застосування математичних моделей газотурбінних двигунів в експлуатації. Розглянуто шляхи забезпечення адекватності моделей та їх ідентифікації. Запропоновано метод адаптивного моделювання двигуна із застосуванням центрального композиційного планування експерименту.

Бібліогр.: 11 назв.

УДК 621.43.052

Марченко А.П., Парсаданов І.В., Петросянц В.А., Самойленко Д.Є., Михайлік В.Н. **Вибір закону регулювання турбіни автотранспортного дизеля** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 54 – 57.

Зроблена оцінка екологічних та економічних показників дизеля із штатним та регульованим турбокомпресорами. Обраний закон регулювання турбокомпресора з безлопатковим направляючим апаратом, що забезпечує зниження витрат палива та мінімальну токсичність автотранспортного дизеля. Реалізований підхід до вибору закону регулювання турбіни, правомірний для любых агрегатів з системою регулювання, що включають і авіаційні турбіни.

Лл. 4. Табл. 1. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.438:621.515

Шкабура В.А., Сисун О.І. **Оптимізація параметрів турбокомпресорів для турбонадуву поршневих двигунів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 58 – 61.

On base of the advanced description of the blade profile calculation method modification is organized and application of corresponding program complex is extended, including stages with arbitrary form of centerline and S-figurative. The axial compressor stage transonic flow numerical modeling results are presented. The collation with experimental data is shown.

Fig. 6. Tabl. 1. Ref.: 5 items.

UDC 621.525.24

Boyko L., Dyomin A., Barysheva E., Fesenko K., Buholdin Y., Dovzhenko V. **Centrifugal compressor flow calculation verifying method and its approbation** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 42 – 48.

2-D centrifugal compressor flow calculation verifying method is proposed. The centrifugal compressor stage computational research results with help of the verifying calculation program are presented. The comparison computational and experimental data is carried out, their satisfactory correspondence is shown.

Fig. 7. Ref.: 6 items.

UDC 621.438:51.001.57

Gerasimenko V., Mandra A., Nalesny M., Nurmukhametov T. **Adaptable Mathematical Simulation of Gas Turbine Power Unit for Gas Pumping Aggregate** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 49 – 53.

It is given analysis of perspective application of mathematical model gas turbine engines in exploitation. It is considered the ways secure adequacy of models and identify with them. It is proposed the method adaptable simulation of engine with application central composition plan experiment.

Ref.: 11 items.

UDC 621.43.052

Marchenko A., Parsadanov I., Petrosanz V., Samojlenko D., Mihajlik V. **Choice of the law of regulation of the turbine motor transportation diesel engine** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 54 – 57.

The rating of ecological and economic parameters of diesel engines with regular and adjustable turbocharger is carried out. The law of regulation turbocharger with the directing device, providing the best profitability and the minimal toxicity of a motor transportation diesel engine is received. The realized approach to a choice of the law of regulation of the turbine is fair for any units with system of regulation, including aviation turbines.

Fig. 4. Tabl. 1. Ref.: 4 items.

UDC 621.438:621.515

Shkabura V., Sysun A. **Optimization of turbo-compressor parameters for a piston engine of turbocharger** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 58 – 61.

Розглянуто питання використання діагональних компресора та турбіни у традиційному турбокомпресорі, а також турбокомпресора із спільним робочим колесом при низькому турбонадуві поршневого двигуна з метою підвищення ефективності роботи комбінованого турбопоршневого двигуна.

Лл. 4. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 621.396.96+537.874.4

Ксендзук О.В., Євсєєв І.А. Особливості виявлення об'єктів в бістатичних та багатопозиційних РСА // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 62 – 68.

Розглянуті квазіоптимальні алгоритми виявлення об'єктів у багатопозиційних радіолокаційних системах аерокосмічного базування. Рекомендовано використання операції виявлення після комплексування результатів обробки просторово-тимчасових полів. Запропоновано різні способи такого комплексування й розглянуті характеристики виявлювачів, що відповідають цим методам. Крім цього, виконане дослідження ефективності використання алгоритмів декореляції для вирішення завдань виявлення.

Лл. 4. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 681.3

Алексєєв С.В., Лосєв Ю.І., Дробот О.А. Основні вимоги до протоколів єдиної системи обміну даними спеціального призначення // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 69 – 76.

У статті розглянуто основні види трафіка перспективної єдиної системи обміну даними (ЄСОД) Збройних Сил (ЗС) України. Наведено деякі методики оцінки припустимого часу доведення даних. Показано, що вимоги до часу доведення і вірогідності є різними для різних видів трафіка. Визначено основні вимоги до протоколів обміну даними в ЄСОД ЗС України.

Лл. 1. Табл. 3. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 629.7.07

Артеменко О.В. Формування структури інформаційного забезпечення автоматизованої системи підготовки передпольотної інформації // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 77 – 81.

В статті представлено структуру підсистем збору інформації і формування інформаційних блоків, які є складовими автоматизованої системи підготовки передпольотної інформації. Наведені ієрархічні схеми упорядкування передпольотної інформації.

Лл. 6. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 629.78.054

Бандура І.М., Симонов В.Ф. Синтез оптимального напрямку вектора управління кутовим положенням космічного апарату // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 2 (18). – С. 82 – 84.

В даній статті синтезується напрямок вектора управляю-

The problem has been concerned of usage of diagonal compressors and turbines in traditional turbo-compressors, as well as turbo-compressors with a general impeller for a piston engine low turbo-charge with aim of efficiency elevation of combined turbo-piston engines.

Fig. 4. Ref.: 10 items.

UDC 621.396.96+537.874.4

Ksendzyk A.V., Evseev I.A. Distinction of a detection of object in bistatic and multistatic SAR // *Aerospace technique and technology.* – 2005. – №2. – P. 62 – 68.

Suboptimum algorithms of a detection of object in bistatic and multistatic synthetic aperture radar of aerospace-based are analyzed. It is recommended to use operations of a detection after an complexation algorithms processing of time-space fields. The different modes of such complexation are offered and the performances of detectors relevant to these methods surveyed. Apart from it, the research of effectiveness of usage of algorithms of decorrelation for problem solving of a detection is made.

Fig. 4. Ref.: 6 items.

UDC 681.3

Alekseev S., Losev U., Drobot O. The basic requirements to reports of uniform system of data exchange of special purpose // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 2 (18). – P. 69 – 76.

In article the basic kinds of the traffic of perspective uniform system of data exchange (USDE) of Armed Forces (AF) of Ukraine are considered. Some techniques of an estimation of allowable time of finishing of the data are resulted. It is shown, that requirements by time of finishing and reliability are various for different kinds of the traffic. The basic requirements to reports of data exchange in USDE of AF of Ukraine are determined.

Fig. 1. Tabl. 3. Ref.: 7 items.

UDC 629.7.07

Artemenko O. Forming of structure of the information providing of the automated system of pre-flight information preparation // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 2 (18). – P. 77 – 81.

The structure of subsystems of information collection and informative blocks forming which are the components of the automated system of pre-flight information preparation is represented in the article. The hierarchical schemes of pre-flight information organization are submitted.

Fig. 6. Ref.: 3 items.

UDC 629.78.054

Bandura I., Symonov V. Synthesis of Optimal Direction of Control Vector of Space Vehicle Angle Position // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 2 (18). – P. 82 – 84.

Direction of control moment vector which provides minimi-

чого моменту, при якому забезпечується мінімізація витрат робочого тіла, необхідного для погашення або набору вектора кутової швидкості, довільно направленою відносно осей зв'язаної системи координат космічного апарата.

Бібліогр. 7 назв.

УДК 681.142.4

Паржин Ю.В., Гриньов Д.В. Структурно-лінгвістичне розпізнавання зображень, одержаних космічними системами дистанційного зондування Землі // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 85 – 88.

Проводиться оцінка результатів роботи програмної моделі запропонованого структурно-лінгвістичного методу розпізнавання двовимірних контурних зображень у реальному часі, одержаних бортовою оптико-електронною апаратурою штучного супутника Землі в процесі пошуку і моніторингу наземних об'єктів.

Ил. 4. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 656.13.052.8

Гусев О.В., Папченко О.М. Розробка методики оцінки ефективності збору оператором зорової інформації // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 89 – 91.

Надані елементи методики оцінки ефективності збору оператором зорової інформації. Сформульовані основні принципи побудови методики та представлені відповідні критерії.

Ил. 2. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.396

Худов Г.В., Бутко І.М., Маковейчук О.М. Теоретичне обґрунтування методики вибору реперних об'єктів на видових зображеннях // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 2 (18). – С. 92 – 94.

В роботі проводиться аналіз існуючих методів прив'язки видових зображень. Існуюча точність прив'язки не задовольняє вимогам ряду специфічних задач. В роботі дається теоретичне обґрунтування нової методики вибору реперних об'єктів на видових зображеннях.

Бібліогр.: 7 назв.

УДК 519.2

Кибиткин С.А., Черный С.В. Методологические аспекты экспертной оценки разрешающей способности фотоаппаратуры наблюдения // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 2 (18). – С. 95 – 98.

В статье приведены результаты исследования параметров модели группы экспертов визуального анализа при выполнении сертификации аппаратуры наблюдения.

Ил. 4. Библиогр.: 6 назв.

zation of propulsive mass discharge, which is necessary for damping or acceleration angle velocity vector, and which is intentionally directed in respect to axes of body axis coordinate system of space vehicle is synthesized in this paper.

Ref.: 7 items.

UDC 681.142.4

Pargin Yu., Grinyov D. Structurally - linguistic recognition of the images received by space systems of remote sounding of the Earth // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 85 – 88.

Estimation is conducted of results of work of program model of the offered structurally-linguistic method of recognition of two-dimensional images contours in real time, received by the onboard optical-electronic equipment the artificial satellites during search and monitoring of ground objects.

Fig. 4. Ref.: 4 items.

УДК 656.13.052.8

Гусев А.В., Папченко О.М. Разработка методики оценки эффективности сбора оператором зрительной информации // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 2 (18). – С. 89 – 91.

Представлены элементы методики оценки эффективности сбора оператором зрительной информации. Сформулированы основные принципы построения методики и представлены соответствующие критерии.

Ил. 2. Библиогр.: 2 назв.

UDC 621.396

Hudov G., Butko I., Makovejchuk A. Theoretical substantiation of the technique of choice of reper objects on specific images // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 92 – 94.

An analysis of existent methods of attachment of specific images is conducted in work. The existent exactness of attachment dissatisfies to the decision of row of specific tasks. A theoretical ground of new method of choice of reper objects on the specific images is given in work.

Ref.: 7 items.

UDC 519.2

Kibitkin S., Chorny S. Methodological aspects of an expert estimation of resolution of the photoequipment of supervision // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 2 (18). – P. 95 – 98.

In article results of research of parameters of model of a commission of experts of the visual analysis are resulted at performance of certification of the equipment of supervision.

Fig. 4. Ref.: 6 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

АЛЕКСЕЕВ Сергей Викторович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
АРТЕМЕНКО Ольга Васильевна	Государственная летная академия Украины, преподаватель
БАНДУРА Иван Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
БАРЫШЕВА Елена Серафимовна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", научный сотрудник
БАСОВ Юрий Федорович	ОАО "Мотор-Сич", Начальник управления, Главный конструктор
БОЙКО Людмила Георгиевна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой
БРАГИН Александр Павлович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
БУТКО Игорь Николаевич	Национальная академия обороны Украины, старший научный сотрудник
БУХОЛДИН Юрий Сергеевич	ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе", кандидат технических наук, Генеральный конструктор нефтегазового оборудования СКБ турбокомпрессорных машин
ГАГАУЗ Федор Миронович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ГЕРАСИМЕНКО Владимир Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор
ГОРБАЧЕВ Алексей Александрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», аспирант
ГРИНЕВ Денис Валерьевич	Харьковский университет Воздушных Сил, научный сотрудник
ГУСЕВ Александр Владимирович	Национальный транспортный университет, кандидат технических наук, доцент
ДЕМИН Александр Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",

ДОВЖЕНКО Владимир Николаевич	кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник кафедры ОАО "Сумское НПО им. М.В. Фрунзе", кандидат технических наук, Главный научный сотрудник СКБ турбокомпрессорных машин
ДРОБОТ Ольга Анатольевна	Харьковский университет Воздушных Сил, адъюнкт
ЕВСЕЕВ Игорь Анатольевич	Харьковский университет Воздушных Сил, адъюнкт
ЗАЙЦЕВ Виталий Егорьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент, докторант
КИБИТКИН Сергей Александрович	Харьковский университет Воздушных Сил, адъюнкт
КОСТЮК Геннадий Игоревич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, академик АИНУ и АНТКУ, заведующий кафедрой
КСЕНДЗУК Александр Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, докторант
ЛОСЕВ Юрий Иванович	Харьковский университет Воздушных Сил, доктор технических наук, профессор, Заслуженный деятель науки и техники Украины, профессор кафедры
МАКСИМОВ Юрий Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", младший научный сотрудник
МАКОВЕЙЧУК Александр Николаевич	Закрытое акционерное общество «Авикос-Электрон», Львов, ведущий инженер-программист
МАНДРА Анатолий Степанович	Управления магистральных газопроводов "Черкасытрансгаз", директор
МАРЧЕНКО Андрей Петрович	Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
МИХАЙЛИК Вячеслав Николаевич	ООО «Турбо-Веста», инженер
НАБОКИНА Татьяна Петровна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
НАЛЕСНЫЙ Николай Борисович	Управления магистральных газопроводов "Черкасытрансгаз", главный инженер

НУРМУХАМЕТОВ Тимур Марсович	Управления магистральных газопроводов "Черкасытрансгаз", инженер
ПАПЧЕНКО Олег Михайлович	Национальный транспортный университет, доктор технических наук, профессор
ПАРЖИН Юрий Владимирович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника научно-исследовательского отдела
ПАРСАДАНОВ Игорь Владимирович	Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», доктор технических наук, старший научный сотрудник
ПЕТРОСЯНЦ Вартан Андроникович	ООО «Турбо-Веста», президент, кандидат технических наук
ПОВГОРОДНИЙ Владимир Олегович	Институт проблем машиностроения НАН Украины им. А.Н. Подгорного, кандидат технических наук, младший научный сотрудник
ПОЛТАРУШНИКОВ Сергей Андреевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, старший научный сотрудник
САМОЙЛЕНКО Дмитрий Евгеньевич	Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», аспирант
СИМОНОВ Владимир Федорович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
СЫСУН Александр Игоревич	ОАО «Ровенский завод тракторных агрегатов», председатель правления
ТЕРНЮК Николай Эммануилович	ГП «Институт машин и систем», директор, доктор технических наук, профессор
ФЕСЕНКО Ксения Владимировна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", научный сотрудник
ХУДОВ Геннадий Владимирович	Харьковский университет Воздушных Сил, доктор технических наук, старший научный сотрудник, профессор кафедры
ЧЕРНЫЙ Сергей Вячеславович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры
ШКАБУРА Владимир Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, старший научный сотрудник

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Алексеев С.В.	69
Артеменко О.В.	77
Бандура И.Н.	82
Барышева Е.С.	42
Басов Ю.Ф.	37
Бойко Л.Г.	42
Брагин А.П.	5
Бутко И.Н.	92
Бухолдин Ю.С.	42
Гагауз Ф.М.	28
Герасименко В.П.	49
Горбачев А.А.	19
Гринев Д.В.	85
Гусев А.В.	89
Демин А.Е.	37, 42
Довженко В.Н.	42
Дробот О.А.	69
Евсеев И.А.	62
Зайцев В.Е.	5
Кибиткин С.А.	95
Костюк Г.И.	11
Ксендзук А.В.	62
Лосев Ю.И.	69
Маковейчук А.Н.	92
Максимов Ю.П.	37
Мандра А.С.	49
Марченко А.П.	54
Михайлик В.Н.	54
Набокина Т.П.	23
Налесный Н.Б.	49
Нурмухаметов Т.М.	49
Папченко О.М.	89
Парсаданов И.В.	54
Паржин Ю.В.	85
Петросянц В.А.	54
Повгородний В.О.	33
Полтарушников С.А.	5
Самойленко Д.Е.	54
Симонов В.Ф.	82
Сысун А.И.	58
Тернюк Н.Э.	11
Фесенко К.В.	42
Худов Г.В.	92
Черный С.В.	95
Шкабура В.А.	58