

УДК 621.9.06-119

Матвиенко В.А.¹, Рудько А.Н.¹, Братухин В.А.²¹ ОАО "Украинский научно-исследовательский институт авиационной технологии". Украина, Киев.² ОАО "Нормаль". Российская Федерация, Нижний Новгород

КРЕПЕЖНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ СОЕДИНЕНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЕТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Анотація

Представлено результати аналізу кріпильних систем, що забезпечують тарований стиск пакета. Розглянута еволюція кріпильних систем даного типу. Виконано порівняльний аналіз зарубіжних аналогів та елементів кріплення по ОСТ 1 00750-76. Запропоновано перелік дій та порядок їх виконання з метою легітимного використання кріпильних систем даного типу для з'єднань елементів конструкції планера літаків нового покоління вітчизняного виробництва.

Abstract

Results of fastener systems with uniform pre-load values analysis are presented. Fastener systems evolution of that type has been considered. Comparative analysis of foreign analogs with fasteners to OST 1 00750-76 has been done. Demand list and priority list for legitimate application of those fastener systems in structural components junctions of modern domestic airplanes are proposed.

Выполнение высоконагруженных соединений является одним из наиболее ответственных и трудоемких этапов агрегатной сборки планера, трудоемкость которой составляет до 30% общей трудоемкости производства самолета. Поэтому, степень конструктивно-технологического совершенства соединений в значительной степени определяет уровень технологичности конструкции планера [1] и, соответственно, влияет на его себестоимость как интегральный показатель производственной эффективности и на весовые характеристики, формирующие эксплуатационную эффективность самолета.

Количество крепежных элементов, устанавливаемых в процессе сборки планера современного пассажирского самолета, достигает 1,5 млн. штук [2]. Результаты проведенного анализа свидетельствуют о том, что на самолетостроительных предприятиях Великобритании материальные затраты на выполнение соединений при сборке агрегатов планера гражданских самолетов составляет до 50% стоимости этих агрегатов. Аналогичное соотношение затрат характерно и

для производителей самолетов в США. Это, в первую очередь, обусловлено тем, что высоконагруженные соединения, в соответствии с Авиационными правилами большинства стран, выпускающих гражданские самолеты, относятся к особоответственным элементам конструкции и их сборка выполняется наиболее квалифицированным высокооплачиваемым персоналом. Технология выполнения таких соединений предусматривает, как правило, проведение значительного количества контрольных операций и использования разнообразных и сложных средств технологического оснащения.

В настоящее время, в целом, определены основные конструктивно-технологические методы и средства обеспечения ресурса и надежности высоконагруженных соединений. К числу наиболее эффективных методов следует отнести применение в высоконагруженных соединениях крепежных элементов (систем), адекватных по своим прочностным, коррозионным и другим характеристикам, принятой концепции обеспечения регламентированного ресурса самолета в целом [1].

В среде специалистов общепринято такое соотношение: стоимость крепежных элементов, установленных в результате выполнения соединения, в 3–10 раз больше их номинальной стоимости.

Эти обстоятельства объясняют особое внимание, которое уделяется проблемам выбора крепежных элементов и технологии их постановки.

Представленная ниже информация посвящена одному из типов крепежных систем, содержащим конструктивные элементы, обеспечивающие тарированное сжатие собираемого пакета деталей без дополнительных мер. Крепежные системы такого типа являются, наряду с традиционными болтовыми и болт-заклепочными, наиболее распространенным крепежом, используемым в высоконагруженных соединениях, прежде всего, наиболее ответственных — стыковых.

Тарированное усилие сжатия собираемого пакета обеспечивается этими крепежными системами за счет достижения стабильной точности величины крутящего момента при завершении процесса свинчивания болта и гайки. Известно, что реализация этого условия является одной из

основных предпосылок высокой усталостной прочности конструкции в зоне соединения.

В сфере разработки и производства авиационных крепежных систем работает достаточно широкий круг известных компаний (Lisi Aerospace, Voi-Shan Divivision, Standard pressed steel Corp., Air Industries Co., Huck International, SPS Technologies, Fairchild Aerospace Fastener Division, West Coast Aerospace Inc., Blanc Aero Industries UK Limited, Huck S.A., Blanc Aero S.A., Tokyo Screw Company и др.), расположенных в разных регионах мира и специализирующихся на выпуске различных типов этой продукции.

Несмотря на то, что номенклатура крепежных элементов, выпускаемых этими и другими компаниями, насчитывает сотни наименований, работы по созданию новых крепежных систем продолжают и расширяются, стремясь соответствовать инновационным тенденциям совершенствования конструкции и технологии производства гражданских самолетов. К таким тенденциям, в первую очередь, следует отнести:

- увеличение долей полимерных композиционных материалов (ПКМ) и титановых сплавов в массе планера самолета;
- повышение уровня автоматизации агрегатно-сборочного производства в целом и операций выполнения соединений, в частности;
- увеличение заявленного ресурса планера самолета и, соответственно, его конструкционных элементов, в том числе, соединений.

Начало работ по созданию крепежных систем, обеспечивающих тарированное сжатие пакета, относится к концу 50-х годов прошлого столетия, когда компанией Hi-Shear была создана система Hi-Lok, состоящая из болта и самоконтращейся гайки, имеющей технологическую головку, отрывающуюся при достижении определенного крутящего момента в результате свинчивания болта и гайки. Соответствующие разновидности крепежа (рис. 1) Hi-Lok предназначены для постановки в отверстия с зазором или по переходным посадкам.

Для выполнения соединений крепежными элементами Hi-Lok используется ручной механизированный или автоматизированный инструмент, адаптированный к конструкциям собираемых агрегатов в части, касающейся обеспечения доступа инструмента в зону сборки (рис.2). Использование автоматизированного инструмента, оснащенного системой подачи гаек (емкость кассет до 200 штук)

обеспечивает выполнение до 45 свинчиваний в минуту [3].

Крепежная система Hi-Lok широко и эффективно использовалась и используется в конструкции высоконагруженных соединений самолетов Lockheed L 1011, McDonnell Douglas DC 10, Lockheed C-5A, Boeing 737, Boeing 747.

При сборке конструкций из алюминиевых сплавов, крепежные элементы Hi-Lok устанавливаются в отверстия, как правило, с небольшим радиальным натягом, при сборке конструкций из сталей и титановых сплавов — с зазором. Крепежная система неоднократно совершенствовалась, с целью обеспечения соответствия ее характеристик новым конструктивно-технологическим решениям планера в целом. Прежде всего, речь идет об использовании ПКМ для изготовления силовых элементов конструкции. Усовершенствованная версия Hi-Lok в достаточном количестве применяется для выполнения соединений в конструкциях из ПКМ самолета Boeing 787 [4, 5].

Дальнейшее интенсивное развитие крепежных систем данного типа относится к 60—90 гг. XX века и в значительной мере обусловлено ростом объемов применения неметаллических материалов, прежде всего, ПКМ в конструкции планера гражданских самолетов. Известно, что проблема обеспечения неповреждаемости ПКМ в процессе выполнения соединений является одной из ключевых в технологии агрегатно-сборочного производства самолетов нового поколения.

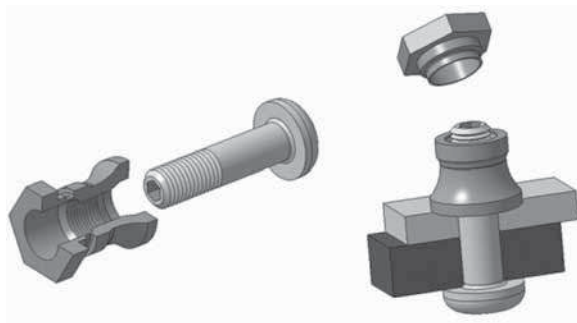


Рис. 1. Крепежная система Hi-Lok®

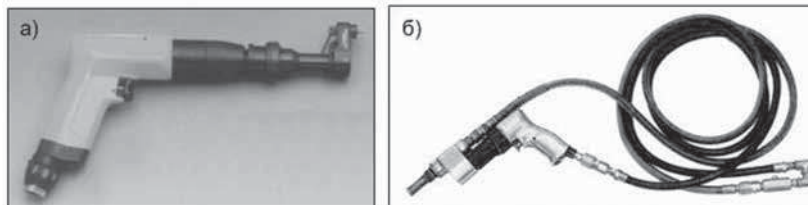


Рис. 2. Инструмент для постановки крепежной системы Hi-Lok:
 а — механизированный; б — автоматизированный, оснащенный системой подачи гаек

Реализованный в конструкции рассматриваемых крепежных систем принцип достижения регламентированного усилия сжатия пакета, как отмечалось выше, позволяет управлять этим параметром и избежать повреждения ПКМ под головкой болта и гайкой в процессе сборки.

В указанный период были созданы следующие крепежные системы этого семейства: Hi-Tigue, Hi-Lite, Veri-Lite, Aero-Lite (рис. 3).

Основные данные, характеризующие эволюцию развития крепежных систем, можно представить следующим образом.

По сравнению с базовой модификацией — Hi Lok — конструкция крепежной системы Hi-Tigue (1960 г.) позволяет выполнять соединения с большей величиной радиального натяга (до 1,3%) [3], что способствует повышению усталостной прочности элементов конструкции планера самолета в зоне соединений. При этом, специальный профиль переходной зоны между гладкой и резьбовой частями болта, способствует уменьшению величины усилия, необходимого для установки крепежного элемента в отверстие.

Крепежная система Hi-Lite (1985 г.) является усовершенствованием предыдущей. Основным результатом усовершенствования — снижение массы этой крепежной системы на 16% по сравнению с Hi-Tigue. Такой результат был достигнут благодаря следующим основным конструктивным решениям, связанным с уменьшением:

- длины заходной части стержня болта;
- длины резьбовой части болта;
- глубины расточки гайки.

Известно, что переходной участок тела болта и участок тела гайки не имеющий резьбы не участвуют в процессе передачи силовых нагрузок, поэтому рациональное уменьшение размеров соответствующих элементов крепежа было реализовано в конструкции крепежной системы Veri-Lite (1987 г.), созданной компанией Fairchild Fasteners.

Созданная в 1992 г. компанией Huck International, крепежная система Aero-Lite

отличается от предыдущих по следующим основным параметрам:

- длина заходной части стержня болта уменьшена до размера, соответствующего одному шагу резьбы;
- полный профиль всех витков резьбовой части болта в зоне контакта с гайкой;
- увеличенная площадь поперечного сечения тела болта в зоне сбега резьбы;
- радиусная форма перехода гладкой к резьбовой части тела болта;
- возможность установки болта в отверстия по посадкам с зазором, переходным и с натягом.

Позже номенклатура болтов этой крепежной системы была расширена болтами с потайной формой головки повышенной точности. Это позволило применить данный крепеж для сборки крыльев таких самолетов, как Boeing 737 и A380. Форма головки болта унифицирована с формой головок других крепежных элементов — болтов и болт-заклепок, что позволяет достигать наибольшей весовой и прочностной эффективности собираемого агрегата, не расширяя перечень требований к обеспечению его аэродинамических форм и сократив номенклатуру режущего инструмента для обработки зенкованных отверстий.

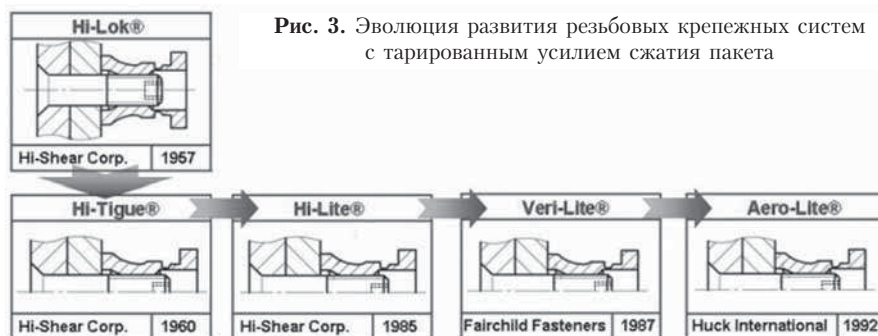
Русским представителем крепежных систем с тарированным усилием сжатия пакета данного типа является крепеж по ОСТ 1 00750-76 "Болты, гайки и шайбы для соединений с тарированной затяжкой", разработанный ОАО "Нормаль" (г. Нижний Новгород).

Конструктивно-технологическая концепция данной крепежной системы, предназначенной для использования в соединениях работающих на срез, предусматривает следующее:

- ряд диаметров болтов, включающий 5; 6; 8 и 10 мм;
- два варианта конструктивного исполнения болтов, отличающихся предельными отклонениями диаметра гладкой части: по h10 и допуском в пределах $\begin{matrix} +0,022 \\ +0,004 \end{matrix} \begin{matrix} (+0,028 \\ +0,006) \end{matrix}$);
- стандарты устанавливают два варианта конструктивного исполнения гаек: с плоской и со сферической опорной поверхностью.

Применение последних в комплекте с шайбами по ОСТ 1 11823-74 позволяет выполнять соединения в пакетах с углом клиновидности до 8 (при условии перпендикулярности оси отверстия одной из поверхностей пакета);

Рис. 3. Эволюция развития резьбовых крепежных систем с тарированным усилием сжатия пакета



- несколько вариантов сочетания материалов, из которых изготавливаются болты, гайки и шайбы (табл. 1).

Таблица 1

Сочетание материалов элементов крепежной системы по ОСТ 1 00750 76

Материал болта	Материал гайки	Материал шайбы
16ХСН	30ХГСА	30ХГСА
ВТ16	30 ХГСА Д16Т	ВТ16 30ХГСА

Результаты проведенного сравнительного анализа технических характеристик и параметров российских и зарубежных крепежных систем (рис. 4, 5), дают основание считать, что крепеж по ОСТ 1 00750-76 в достаточно высокой степени соответствует требованиям, сформированным эволюцией развития и опытом эксплуатации крепежных систем данного типа.

Это, в свою очередь, может рассматриваться как объективный прогноз возможности и подтверждение целесообразности использования российской крепежной системы для выполнения соеди-



Рис. 5. Анализ комплекса свойств резьбовых крепежных систем с тарированным усилием сжатия пакета:

1 – зарубежный крепеж (Hi-Lok, Hi-Tigue, Hi-Lite, Veri-Lite, Aero-Lite); 2 – крепеж по ОСТ 1 00750-76; d_{min} – минимальный диаметр болта; d_{max} – максимальный диаметр болта; h_{max} – максимальная толщина соединяемого пакета

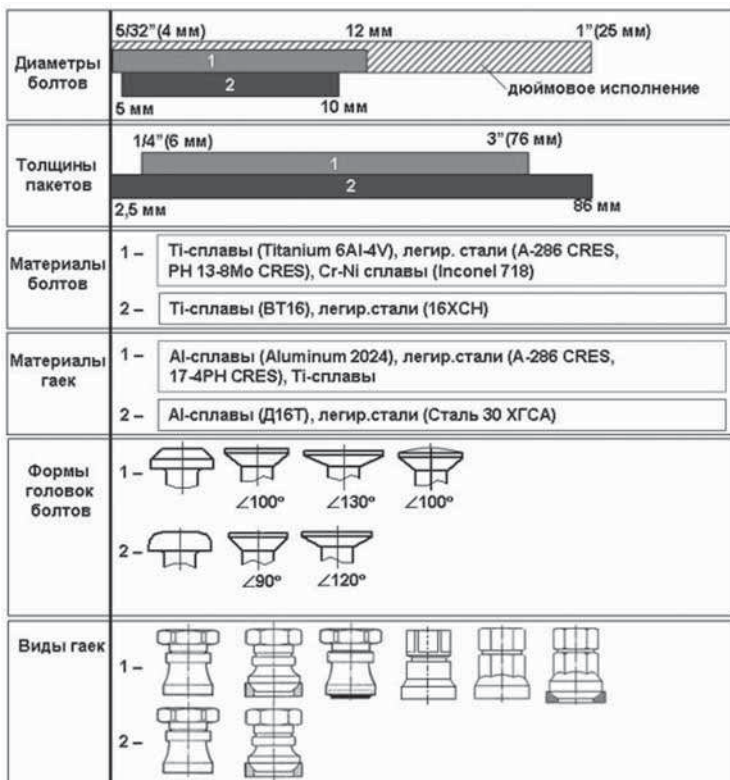


Рис. 4. Основные характеристики резьбовых крепежных систем с тарированным усилием сжатия пакета:
1 – зарубежный крепеж (Hi-Lok, Hi-Tigue, Hi-Lite, Veri-Lite, Aero-Lite);
2 – крепеж по ОСТ 1 00750-76

нений в конструкции агрегатов планера современных гражданских самолетов.

Для использования этого крепежа при сборке серийно выпускаемых самолетов, представляется целесообразным и необходимым проведение комплекса опытно-технологических и конструкторских работ, которые должны предусматривать разработку технологии, а также создание и организацию производства гаммы механизированного инструмента для постановки крепежа.

Анализ конструкций агрегатов, перспективных моделей отечественных гражданских самолетов показывает, что, в первую очередь, целесообразно разработать комплект насадок для постановки крепежа к имеющимся и апробированным пневмоприводам, а далее – создать и организовать производство гаммы инструмента, конструктивные компоновки которого представлены на рис. 6.

В качестве конструктивной базы при создании инструмента для постановки крепежа по ОСТ 1 00750-76 может быть эффективно

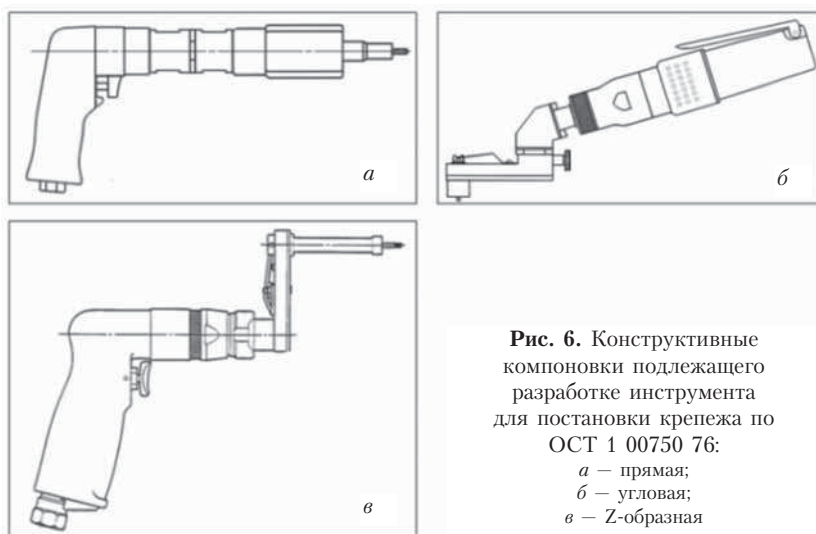


Рис. 6. Конструктивные компоновки подлежащего разработке инструмента для постановки крепежа по ОСТ 1 00750 76:

- a* – прямая;
- б* – угловая;
- в* – Z-образная

использована гамма пневматического инструмента (рис. 7) для выполнения высоконагруженных соединений (болтовых, заклепочных, болт-заклепочных и др.), созданного в Украинском научно-исследовательском институте авиационной технологии и широко используемого на самолетостроительных предприятиях Украины, России и других стран.

лета нового поколения.

Анализ, проведенный авторами [6], показывает, что в авиационной промышленности Украины и России методы и средства выполнения соединений элементов конструкции и технологии сборки агрегатов планера из ПКМ регламентируют более 800 отраслевых документов (рис. 8, *a*), подавляющее большинство которых было

Не менее важным условием легитимного применения в конструкции самолетов нового поколения описанной выше и других эффективных крепежных систем является разработка и введение в действие соответствующих новых документов, регламентирующих соответствующие технологии выполнения соединения.

При этом, необходимо отметить, что особую остроту этой проблеме придает обстоятельство, которое отмечалось выше – существенное увеличение объема применения ПКМ в конструкции планера само-

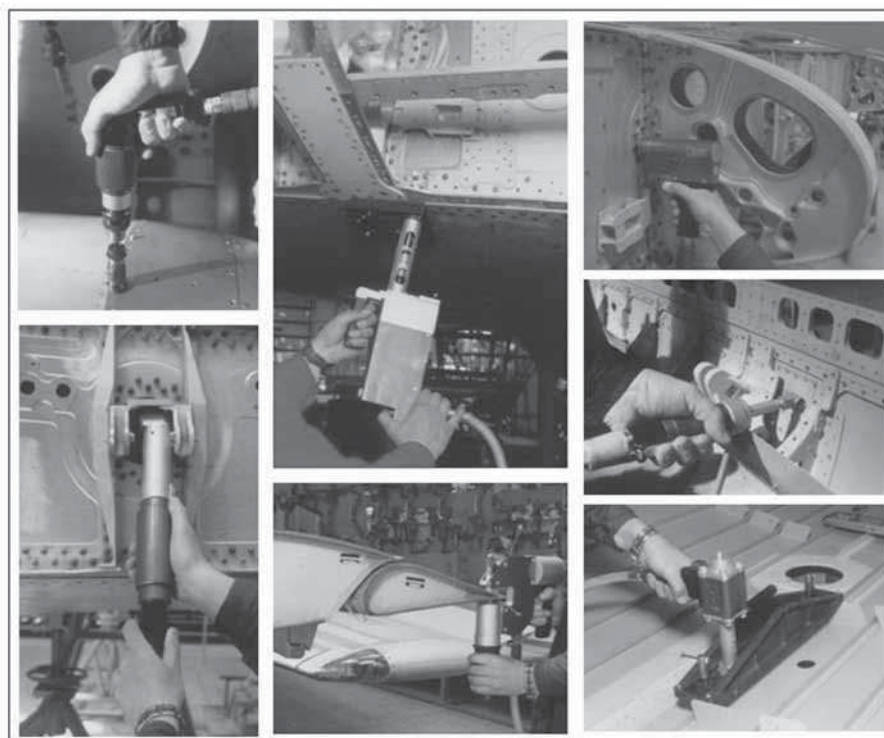


Рис. 7. Механизированный инструмент для выполнения высоконагруженных соединений

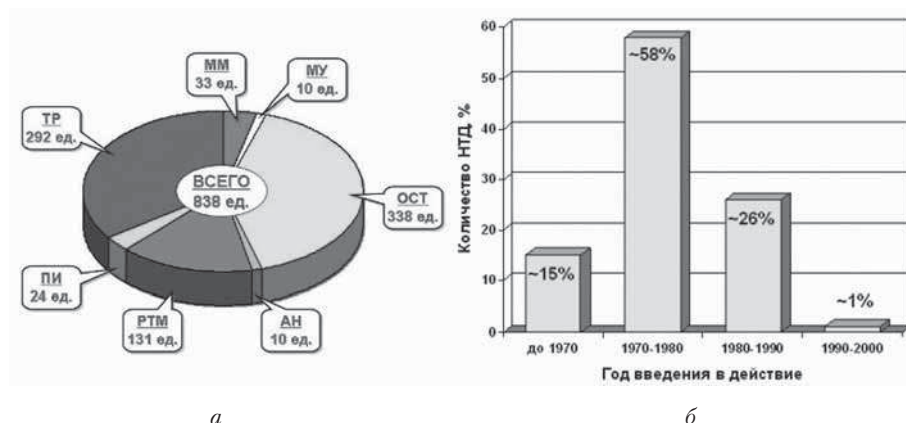


Рис. 8. Структура массива отраслевой нормативной документации, регламентирующей технологию производства конструкций из ПКМ:

а – по видам нормативных документов; б – по годам разработки и введения в действие

разработано и введено в действие в 70–90-х годах прошлого столетия (рис. 8, б).

Очевидно, что этот массив нормативной документации требует совместных усилий специалистов для его актуализации и обновления.

Литература

1. Пекарш А.И., Тарасов Ю.М., Кривов Г.А., Матвиенко В.А. и др. Современные технологии агрегатно-сборочного производства самолетов. – М.: Аграф-пресс, 2006. – 304 с.
2. Updated: 787 won't fly until 2009. James Wallace, 2008./http://blog.settleip.com/aerospace/archives/15339.asp

3. *Hi-Lok* and *Hi-Tigue* fasteners installation instructions. / Hi-Shear Corporation, 1991. – 16 p.

4. A. Walker, C. Bowling. Composite applications in commercial aviation. / The University of Manchester, 2006. – 42 p.

5. *Making an impact in fastening*// Aerospace engineering & manufacturing. March, 2008. – P. 26–29.

6. Матвиенко В.А. Информационно-методическая база технологического проектирования авиационной техники в системе CAD/CAM/CAE// Информационные технологии в наукоемком машиностроении/ Под общ. ред. А.Г. Братухина. – К.: Техника, 2001. – С. 398–405.