

УДК 629.76.002:658.567.1

Сухов В.В.¹, Кобрин В.Н.², Вамболь В.В.²¹ Институт специальных систем и технологий ИМиС. Украина, Киев.² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт". Украина, Харьков

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА УТИЛИЗАЦИИ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ

Анотація

Представлено результати досліджень по розробці на основі теорії графів і множин математичної моделі технології розбирання некерованих авіаційних ракет. Запропоновано комплексний пріоритет обліку безпеки життєдіяльності. Досліджено енергосилові параметри процесу.

Abstract

There were presented the results of researches on working out of dismantling unguided aeronautical rocket technology on basis of graph and set theory of mathematical model. There is offered complex criterion of considering life safety. There were researched energy-power parameters of the process.

Введение

По разным причинам на базах и арсеналах Украины оказалось сосредоточено огромное количество различных видов боеприпасов, среди которых значительную часть составляют авиационные ракеты. Граничный срок хранения этой продукции давно истек и она, по общему техническому состоянию таит в себе повышенную опасность, так как взрывчатые вещества, содержащиеся внутри боеприпасов, утратили стабильность. В связи с этим в местах хранения данных изделий могут происходить чрезвычайные ситуации, приводящие к значительным материальным потерям и людским жертвам. Следовательно, можно сказать, что актуальность проблемы утилизации авиационных ракет связана с необходимостью снижения нагрузки на окружающую природную среду, обеспечения безопасности жизнедеятельности при проведении работ по утилизации авиационных ракет снаряженных взрывчатым веществом, снижения времени проведения технологического процесса утилизации и получения различных материалов с целью их повторного использования.

Состояние вопроса

Разработка технологических процессов утилизации безопасных в производственном и экологическом аспектах, а также рациональных по временным затратам является задачей важной, так

как процесс утилизации — это необходимый последний этап жизненного цикла изделий аэрокосмической техники (АКТ). Но с другой стороны из-за недостатка информации о физико-химическом состоянии материалов и взрывчатых веществ после их длительного хранения процесс утилизации ракет существенно осложняется. Таким образом, для обеспечения полной готовности производства к утилизации и для разработки технологического процесса утилизации требуется решение целого ряда задач, содержащихся в технологической подготовке производства.

В зависимости от конструкции и типа снаряжения утилизируемого изделия возможны различные направления утилизации. Одним из перспективных направлений — является полная или частичная разборка данных изделий на составные части. Однако конструкция авиационных ракет изначально не рассчитывалась на промышленную их разборку и переработку используемых в них веществ. Поэтому необходимо создание оборудования [1], а также разработка дополнительных мер безопасности при механической разборке и при извлечении взрывчатых веществ из ракет с учетом сложности их комплексной переработки.

Задачи технологической подготовки производства утилизации авиационных ракет и пути их решения

Одной из задач технологической подготовки производства (ТПП) является анализ конструктивно-технологических особенностей авиационных ракет, так как конструкция изделия может существенно влиять на последовательность его разборки, а также накладывать ограничения на применяемое для разборки оборудование и инструмент. Исходя из этого анализа, на основе теории графов и множеств получена математическая модель технологического процесса механической разборки неуправляемых авиационных ракет (НАР) [2]:

$$G_{II} = (A^J, C^J), \quad \Pi^J = A^J \cup \Pi^J, \quad C^J \ni c_{i(i)}, \quad (1)$$

где $A_i^J \in A^J$ — состав сборочных единиц; $A_i^J = V(a_i, a_{i+1})$ — подсборка, образованная при соединении двух деталей (a_i, a_{i+1}) ; $\Pi_i^J \in \Pi^J$ — сос-

тав рабочих мест; Π_i^j — определенный участок разборки; $c(t)$ — состав дуг, показывающий последовательность и время выполнения определенных операций.

Задача определения последовательности операций разборки $P(a_0, a_n) = (a_0, a_1) \dots (a_{n-1}, a_n)$ изделия была представлена как задача определения последовательности удаления дуг из графа сопряжения (рис. 1).

При этом $P(a_0, a_n)$ обеспечивает рациональную величину общей длительности механической разборки ракеты, при которой выражение

$$t(P) = \sum_{i=0}^{n-1} t(a_i, a_{i+1}) \quad (2)$$

минимально, где $t(a_i, a_{i+1})$ — время рассоединения двух деталей a_i и a_{i+1} .

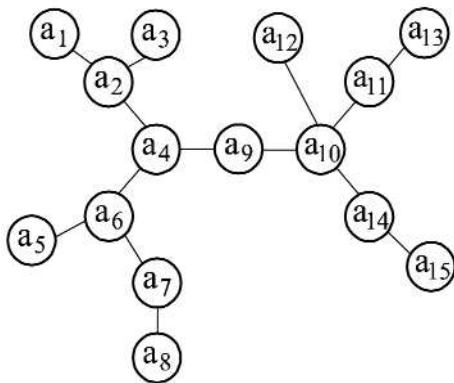


Рис. 1. Укрупненный граф сопряжения деталей типовой НАР:

a_1 — пробка; a_2 — обтекатель; a_3 — отражатель; a_4 — корпус боевой части; a_5 — воронка; a_6 — разрывной заряд; a_7 — детонатор; a_8 — линза; a_9 — соединительная втулка; a_{10} — корпус реактивной камеры; a_{11} — пороховой заряд; a_{12} — воспламенитель; a_{13} — диафрагма; a_{14} — сопло со стабилизатором; a_{15} — дно с вилкой

Поиск рациональной последовательности разборки осуществлялся с учетом:

- конструктивных ограничений — нельзя отсоединить деталь a_{i+2} , если еще не отсоединена a_{i+1} от базовой детали a_i , т. е.

$$\bigcup_{\tau \in \Gamma} c(\tau) \supset c(\Gamma); \quad (3)$$

- организационных ограничений — наличие свободных рабочих зон и число исполнителей, т. е. достаточного количества ресурсов $r(c)$

$$t(c, r) = \begin{cases} \infty, & r \leq r(c); \\ t(c), & r \geq r(c). \end{cases} \quad (4)$$

Согласованность с ресурсами k -го вида означает, что в каждый момент времени выполнения разборочного процесса количество требуемого ре-

сурса не должно превышать количества, которым производство располагает

$$\max r(c) \leq r_k; \quad (5)$$

- ограничений, связанных с работой с взрывчатыми веществами — технологическая норма загрузки:

$$v(B) \leq J(B), \quad (6)$$

где $v(B)$ — объем данного взрывчатого вещества.

Полагая, что разборка изделия производится Γ^I единицами ресурса первого вида и Γ^{II} единицами ресурса второго вида в соответствии с графом сопряжения. При этом ресурсы первого и второго вида не взаимозаменяемы. Получены зависимости для вычисления времени, затраченного на разборку одной ракеты при различных количествах ресурсов.

$$t_{S1}^I = t(c_{9(10)}) + \sum_{\substack{c_j \in V_2 \\ c_j \notin L_2}} t(c_j) + \sum_{\substack{c_i \in V_1 \\ c_i \notin L_1}} t(c_i)$$

$$t_{S1}^{II} = t(c_{9(10)}) + \sum_{c_j \in V_2} t(c_j) + t_{тр}, \quad (7)$$

$$t_{S n}^I = n \cdot t_{S1}^I,$$

$$t_{S n}^{II} = t_{S n-1}^I + t(c_{9(10)}) + \sum_{c_j \in V_2} t(c_j) + t_{тр},$$

где $t(c_{i(j)})$ — время, затраченное на удаление дуги $c_{i(j)}$; $t_{тр}$ — время, затраченное на транспортировку изделия с одного рабочего места на другое; n — количество ракет требующих разборки; $L_1 \subset V_1$ — множество помеченных дуг, образующих остов графа V_1 не подлежащий разборке; $L_2 \subset V_2$ — множество помеченных дуг, образующих остов графа V_2 подлежащий разборке ресурсом II-го вида.

Вычисления времени разборки показали, что с увеличением числа рабочих мест увеличивается количество разбираемых авиационных ракет, однако и увеличивается общее время простоев ресурсов, связанное в большей степени с транспортировкой составных частей с одного рабочего места на другое. На рис. 2 представлено дерево разборки типовой НАР, содержащее информацию о последовательности выполнения операций, а также о времени их выполнения.

Как уже было отмечено ранее, расснаряжение любых видов непригодных боеприпасов имеет целый ряд особенностей, связанных не только с конструктивно-технологическими характеристиками изделий, но и со специальными требованиями к безопасности ведения процесса разборки, связанными с наличием в боеприпасах взрывчатых веществ.

Для учета требований безопасности жизнедеятельности был разработан комплексный критерий, который рационально учитывает как технологические параметры процесса разборки, так и пара-

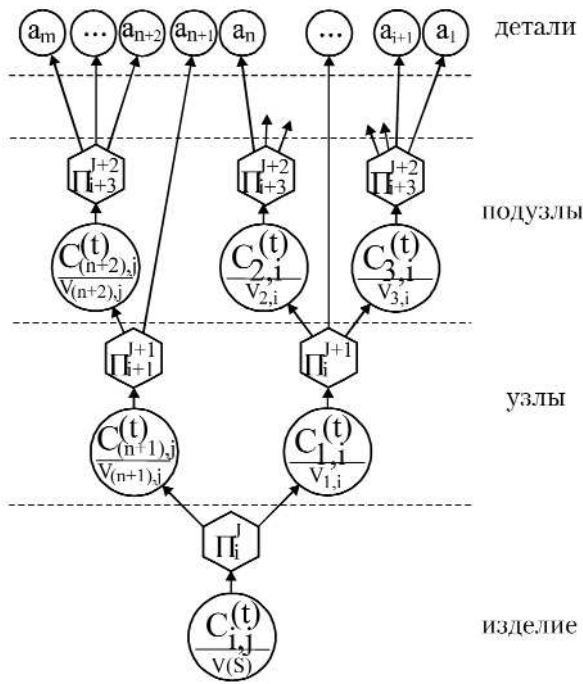


Рис. 2. Дерево разборки типовой НАР

метры безопасности жизнедеятельности (учет "человеческого фактора", чувствительность взрывчатого вещества, экологической безопасности и другие). Так как среди многих показателей, влияющих на процесс механической разборки авиационных ракет, основными и конкурирующими между собой являются "безопасность жизнедеятельности" и "длительность процесса", то рациональное решение найдено путем исследования множества вариантов минимизации параметров, влияющих на безопасность жизнедеятельности и на длительность цикла. Вероятность безопасной работы определяется как $p_{без} = p_{j(min)}$, где $p_{j(min)}$ — минимальная из всех возможных вероятностей реализации опасности. Следовательно, рациональным будет процесс, для которого $p_{без} \rightarrow \max$. Если среди допустимых процессов (для которых $p_{без} \rightarrow \max$) данный построен таким образом, что имеет наиболее ранний срок окончания последней операции, т.е. $t_{тп} \rightarrow t_{тп(min)}$ где $t_{тп}$ — длительность технологического процесса разборки, то комплексный критерий можно записать в следующем виде:

$$k(P) = k[(t_{тп} \rightarrow t_{тп(min)}); (p_{без} = p_{j(min)})], \quad (8)$$

где P — последовательность разборки.

Для создания технологического оборудования для механической разборки авиационных ракет необходимо знание энергосиловых параметров процесса свинчивания резьбы.

Получено выражение (9) для момента сил, необходимых для свинчивания соединительной втулки с корпуса боевой части с учетом наличия

в резьбе герметика, что позволило обосновать необходимость модернизации ранее разработанного устройства для расснаряжения НАР:

$$M_{св} = 0,5 \cdot \frac{\pi \cdot d_1^2}{4} \left[1 - \left(\frac{D_{вн}}{d_1} \right)^2 \right] \cdot 0,3 \sigma_{\tau} \times \\ \times \left(d_2 \cdot \text{tg}(\varphi' - \psi) + f' \cdot \frac{D_n + d}{2} \right) + A_{кл} \frac{d_2}{2} \tau_{в}, \quad (9)$$

где φ' — приведенный угол трения; ψ — угол подъема резьбы; f' — приведенный коэффициент трения; $A_{кл}$ — площадь клея; $\tau_{в}$ — предел прочности клея (суриковой замазки) на сдвиг; D_n — наружный диаметр корпуса; $D_{вн}$ — внутренний диаметр корпуса; d — наружный диаметр резьбы; d_1 — внутренний диаметр резьбы; d_2 — средний диаметр резьбы.

Так как оболочка НАР является тонкостенной и легкодеформируемой, были найдены усилия зажатия корпуса (обечайки) боевой части и реактивной камеры, которые не деформировали бы его и не привели бы к взрыву вследствие образования эффективного очага у взрывчатого вещества:

$$N = 2 \cdot q_0 \cdot R = 0,3 \times \\ \times \frac{F_{зат} \cdot \left(d_2 \cdot \text{tg}(\varphi' - \psi) + f' \cdot \frac{D_n + d}{2} \right) + A_{кл} d_2 \tau_{в}}{f \cdot R}, \quad (10)$$

где f — коэффициент трения, R — внутренний диаметр силового кольца.

Аналитическая проверка полученных зависимостей показала, что малые значения деформаций оболочки ракеты при ее нагружении не могут вызвать детонацию взрывчатого вещества. Оценка силового нагружения по допустимым давлениям на оболочку взрывчатого вещества показывает безопасность проведения процесса разборки.

Следует отметить, что исследования энергосиловых параметров нагружения утилизируемых ракет в процессе их механической разборки проводились исходя из предпосылки, что хранение ракет, непригодных для дальнейшего применения, осуществлялось в надлежащих условиях и в пределах допустимых сроков хранения для данных изделий. Однако, говоря о нагружении корпуса ракеты и о развинчивании резьбового соединения, следует помнить, что в процессе длительного хранения материалы могут изменять свои физико-химические свойства. Герметик, препятствующий свинчиванию резьбы, в отдельных изделиях может заклинить резьбу, а так как давление на корпус ракеты увеличивать нельзя, то, возможно, его проскальзывание в кольцах стэнда. В этом случае совершается работа силы трения, которая идет на нагрев корпуса утилизируемого изделия и силового кольца, относительно которого это изде-

лие прокручивается. Такая ситуация очень опасна, так как при некотором количестве оборотов изделия внутри силового кольца температура корпуса ракеты (как известно, корпус является тонкостенной цилиндрической оболочкой) может достигнуть критической, при которой взрывчатое вещество, находящееся внутри корпуса, воспламенится [3]. Таким образом, описанная ситуация была учтена и проанализирована при проведении ТПП и разработке технологического процесса разборки авиационных ракет.

Результаты представлены в виде графиков (рис. 3), которые позволяют дать рекомендации по ведению процесса разборки механическим способом, а именно позволяют обосновать необходимость дополнительного времени на отведение тепла от опасной зоны, причем величина времени определяется в зависимости от прикладываемого крутящего момента и конструктивных параметров изделия.

Для экспериментального подтверждения полученных результатов применялся испытательный стенд на базе разрывной машины Р-50 [4]. Этот стенд предназначен для выполнения следующих функций:

- зажатие образца, имитирующего корпус ракеты, усилием, которое можно регулировать с целью определения критического давления, при котором происходит смятие образца;

- приложение к образцу крутящего момента, необходимого для преодоления сопротивления герметика в резьбе ракеты с целью определения усилий предотвращающих проворачивание корпуса под действием приложенного момента.

Анализ полученных в ходе эксперимента значений, часть которых представлена на рис. 4, показывает, что для восприятия крутящих моментов, необходимых для механической разборки изделия, достаточно зажать его силой, рассчитанной по аналитическим зависимостям, полученным

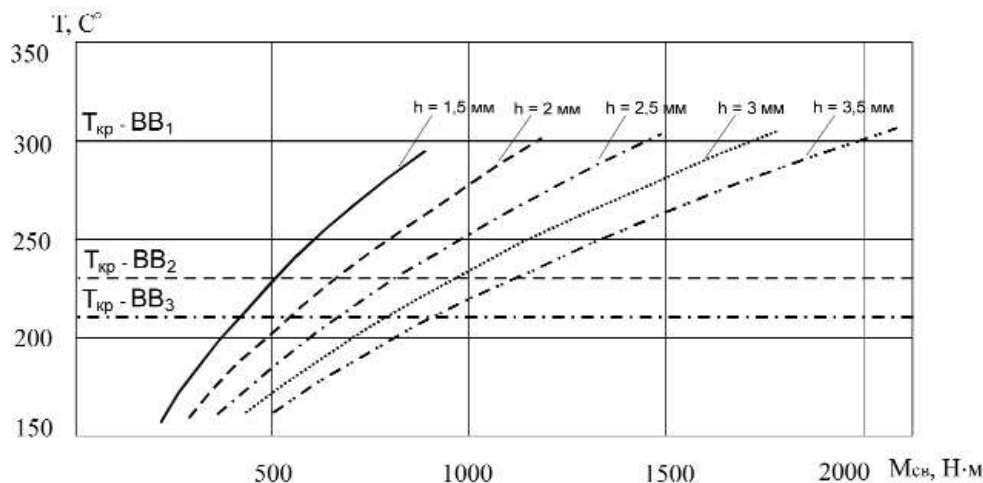


Рис. 3. Температура нагрева взрывчатого вещества в зависимости от прикладываемого момента

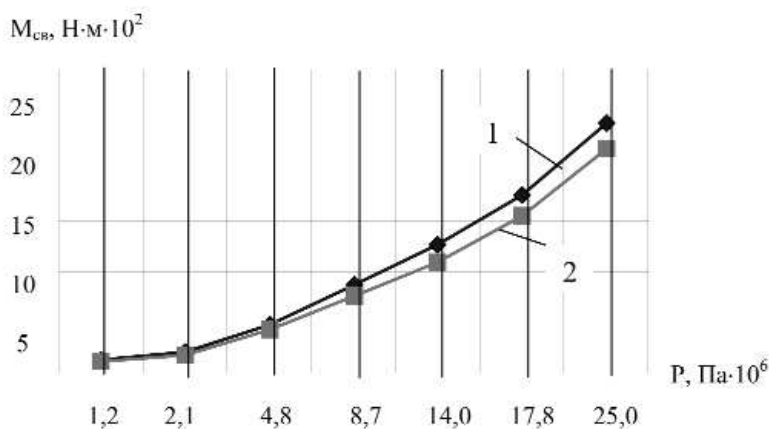


Рис. 4. Зависимость максимального давления, необходимого для восприятия крутящих моментов от прикладываемого момента:

1 — экспериментальные значения; 2 — значения, полученные расчетным путем

при теоретических исследованиях; величины деформаций, которые получены экспериментально для каждой силы, меньше деформаций, полученных путем вычислений, а величина экспериментальной критической силы, при которой образец теряет устойчивость, приблизительно на 19% выше расчетной. Данное превышение идет на запас надежности нагружения.

Можно также отметить, что для возникновения эффективного очага горения во взрывчатых веществах, находящихся в корпусах ракет, упругих деформаций корпуса недостаточно, детонация ВВ возможна только в случае потери устойчивости оболочки.

Выводы

1. Полученные результаты теоретических и экспериментальных исследований нашли практическое применение в разработанном рациональном технологическом процессе механической разборки авиационных ракет, учитывающем одновременно критерии безопасного нагружения корпуса ракеты содержащего взрывчатые вещества, деятельность оператора, а так же длительность технологического процесса разборки. Этот технологический процесс построен таким образом, что обеспечивает максимальную экологическую безопасность и безопасность работ оператора-исполнителя при минимальных временных затратах.

2. В дальнейшем, на основе разработанной математической модели технологического процесса механической разборки авиационных ракет с учетом параметров безопасности жизнедеятельности возможно проведение ТПП утилизации изделий, имеющих аналогичную конструкцию.

Литература

1. *Кривов Г.А., Сухов В.В.* Некоторые особенности утилизации авиационных и морских средств поражения. Международный научно-технический семинар-выставка. — К. — 1996.
2. *Кобрин В.Н., Вамболь В.В.* Технологический процесс разборки авиационных средств поражения // Авиационно-космическая техника и технология. — Х., Гос. аэрокосмический ун-т "ХАИ", — 2000. — Вып. 18. — С. 112–115.
3. *Иницирование* твердых взрывчатых веществ ударом /Афанасьев Г.Т., Боболев В.К. — М.: Наука, 1968. — 172 с.
4. *Кобрин В.Н., Сухов В.В., Вамболь В.В.* Экспериментальное исследование энергосиловых параметров технологического процесса механической разборки летательных аппаратов //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. трудов. — Х., Нац. аэрокосмический ун-т "ХАИ", — 2003. — Вып. 20. — С. 194–198.