

УДК 629.76

В. П. Горбулин¹, А. П. Кушнарєв²

¹ Президія Національної академії наук України, Київ

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

МОДЕЛИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ РК И ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОЙ СТРАТЕГИИ ИХ ОТРАБОТКИ

Аналізуються методологічні проблеми прогнозування техніко-економічних показників ракетних комплексів і показників їхньої надійності на етапі системного проектування. Отримані результати дозволяють вирішувати задачі прогнозування витрат на відпрацювання ракетного комплексу та їхнього оптимального розподілу між наземним і політним етапами відпрацювання.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ОТРАСЛЬ УКРАИНЫ ПОСЛЕ ДВАДЦАТИ ЛЕТ НЕЗАВИСИМОСТИ

На момент распада СССР доставшаяся в наследие Украине ракетно-космическая отрасль была признана мировым лидером в области создания боевой ракетной техники, ракет-носителей космических аппаратов (КА) и собственно КА. Основу отрасли составили головные предприятия — КБ «Южное» и ПО «Южный машиностроительный завод». Из двадцати принятых на вооружение Советской Армии ракетных комплексов стратегического назначения тринадцать были разработаны и изготовлены кооперацией разработчиков, возглавляемых этими предприятиями.

О размахе и масштабах работ свидетельствуют оценки объемов финансирования этих двух предприятий предусмотренного в бюджете 1990 г. — 420 млн дол.

После обретения независимости положение в отрасли радикально изменилось — исчезли емкие оборонные заказы, началась потеря коммерческих связей между предприятиями СНГ, изменились стратегические задачи отрасли, к тому же в стране разразился экономический кризис

в связи с трансформацией экономики от плановой к рыночной.

В Украине разрабатывались собственные подходы к обеспечению национальной безопасности, исходя из провозглашенных намерений придерживаться неядерных принципов и проводить политику, направленную на полное уничтожение ядерного оружия и компонентов его базирования.

Было ясно, что рассчитывать в будущем на оборонные заказы по созданию новых образцов боевой ракетной техники стратегического назначения не приходится, и отрасль необходимо радикально трансформировать, поскольку унаследованные мощности на 90 % были ориентированы на производство МБР. Основой для такой трансформации стала принятая стратегия выхода из кризиса, в основе которой: разработка собственных национальных проектов, активное участие в проектах России и Казахстана; развертывание межгосударственного коммерческого сотрудничества с ведущими фирмами США, России, Китая, стран Западной Европы.

Оценивая сегодняшнюю ситуацию в стране, можно считать, что принятая стратегия себя оправдала — Украина сохранила статус ракетно-космической державы и имеет перспективы для наращивания своих возможностей.

Этому в определенной мере способствовал поиск новых подходов к выбору путей развития и разработки ракетной техники, адаптированных к новым экономическим условиям. Поиск этих путей базировался на мощном научно-техническом фундаменте, сформированном в предыдущие годы в процессе создания четырех поколений боевых ракетных комплексов, ракет-носителей и космических аппаратов.

При этом на первый план выходила проблема поиска путей минимализма экономических затрат, что требовало разработки на базе предшествующего опыта методологии оценки экономических показателей комплексов, обобщение возможных схем отработки комплексов, увязка этапов наземной отработки и летных испытаний.

Одной из первых попыток сформулировать новый методологический подход к проектированию в изменившихся условиях явилась работа [5], в которой исследуются методологические и методические проблемы прогнозирования технико-экономических показателей РК на начальном этапе проектирования, создания экономико-методологических моделей, позволяющих решать задачу оптимальной отработки РК, прогнозировать показатели их надежности, решать задачи рациональной преемственности разработки, путей модернизации освоенных в производстве комплексов.

Анализ этих задач с позиций сегодняшнего дня подтверждает их актуальность.

Полученные в работе результаты позволяют на начальном этапе разработки РК прогнозировать минимальные затраты на отработку и их оптимальное распределение между этапами наземной и летной отработки РК.

В основе разработок — анализ статистических материалов по результатам наземной и летной отработки 12 РК разработки КБ «Южное» и ПО «Южный машиностроительный завод», среди которых носитель 11К77, занимающий важное место среди сегодняшней продукции этих предприятий.

Задачей настоящей публикации является развитие наиболее актуальных на сегодня результатов работы в аспекте обеспечения возможности их практического применения в сегодняшних условиях.

ПРОГНОЗ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ РК НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ РАЗРАБОТКИ

Строгий подход к определению технико-экономических показателей (ТЕП) предполагает последовательный расчет и суммирование показателей в соответствии со структурной схемой РК и ракеты, начиная от отдельных элементов и заканчивая полной стоимостью пуска на этапе ЛИ.

С использованием такого рода массивов рассчитываются затраты на отработку (отдельно для всех видов наземной отработки и этапа ЛИ).

Однако такой подход является весьма трудоемким из-за структурной сложности РК как системы, к тому же на начальном этапе разработки (до этапов технической и технологической разработки) имеющееся описание РК ограничено.

Так, после этапа эскизного проектирования известными для разработчика являются: требования к ТТХ РК, тип РК, тип двигателя, вес доставляемого груза (полезной нагрузки), объем производства, а также компоновка ракеты, весовые характеристики, ресурс эксплуатации комплекса, требования к обслуживанию.

На начальных этапах разработки, как показано в работе [5], более приемлемым является использование ТЭП и конструктивных характеристик ближайшего прототипа, а также обобщенных показателей, позволяющих перейти от прототипа к новой разработке через ряд определенных показателей по такой схеме. Полная сумма затрат на разработку и отработку РК равна

$$Z_{\text{СУМ}} = A \cdot G_{\text{К}} \cdot K_{\text{Н}} \cdot K_{\text{СЛ}} \cdot K_{\text{РАЗР}}, \quad (1)$$

где A — постоянный коэффициент, получаемый по результатам статистической обработки используемых данных по прототипам (составляющая затрат на 1 кг веса конструкции), $G_{\text{К}}$ — вес «сухой» конструкции (без топлива), $K_{\text{СЛ}}$ — коэффициент сложности новой разработки по отношению к прототипу, $K_{\text{Н}}$ — коэффициент новизны, $K_{\text{РАЗР}}$ — коэффициент увеличения затрат из-за неоптимальности планирования и финансирования (коэффициент разработки и календарного планирования).

Таблица 1. Коэффициенты аппроксимирующей зависимости показателя сложности

Ракетный комплекс	Коэффициенты						
	A , руб/кг	a_1 , у.е.б.	a_2 , у.е.а. ⁻¹	a_3 , кг/у.е.а.	b	c	d
На жидком топливе	118	0.0065	0.0043	0.00118	1.084	0.443	0.084
На твердом топливе	73.76	0.0067	0.00245	0.00844	0.7102	0.5353	0.2394

Примечание. Значения A получены по результатам оценки ТЕП в рублях. Если ТЕП прототипа будут пересчитаны в другие денежные единицы, то значения A изменятся, а результаты расчетов $Z_{\text{сум}}$ будут получены в соответствующих единицах.

Таблица 2. Коэффициенты сложности ракетных комплексов с ЖРД

Показатель	Ракетный комплекс					
	8К64	8К67	15А15	15А16	15А14	15А18
Коэффициент сложности	0.08475	0.16598	0.46658	0.60854	0.4949	0.8893
Изменение по отношению к комплексу 8К64, %	100	195.8	550.5	718.0	583.9	813.0

Таблица 3. Динамика коэффициентов сложности ракетных комплексов с ТТРД

Показатель	Ракетный комплекс		
	15Ж44	15Ж62	15Ж61
Коэффициент сложности	0.574	0.932	0.844
Темп изменения по отношению к комплексу 15Ж44, %	100	162.4	147.0

Однако получение обоснованных значений введенных коэффициентов является достаточно сложной задачей.

При наличии хотя бы минимальной статистики по прототипам возможно на их основе получение аппроксимирующих зависимостей.

В условиях независимой Украины накоплены определенные статистические данные только для РН типа «Зенит» и семейства ракет-носителей «Циклон», к которым могут быть отнесены данные по БРК 8К67, 8К69, и ракетам-носителям «Циклон-2», «Циклон-3». Следовательно, представляется возможным проведение практических расчетов на основании полученной статистики для этих двух направлений.

В случае решения задачи разработки боевых комплексов единственной возможностью является использование результатов обработки ста-

тистики для комплексов разработки до 1990 г. В основу этого подхода положена гипотеза, что определяющее влияние на уровень сложности РК новой разработки оказывают основные ТТХ комплекса: боеготовность, защищенность (мобильность) старта, масса полезной нагрузки (боевой ступени), коэффициент, характеризующий эффективность боевой ступени.

В результате такого подхода получены следующие зависимости:

$$K_{\text{СЛ}} = b \cdot K_{\text{ПН}}^c + d, \quad (2)$$

$$K_{\text{ПН}} = b(a_1 y_1 + a_2 y_2 + a_3 y_3), \quad (3)$$

где b , c , d , a_1 , a_2 , a_3 — аппроксимирующие коэффициенты, y_1 — приведенные требования в части боеготовности (усл. единица боев. гот.)⁻¹, y_2 — приведенные требования по защищенности, y_3 — приведенная эффективность оснащения на килограмм полезной нагрузки.

Результаты определения аппроксимирующих коэффициентов и стоимостного коэффициента A представлены в табл. 1, а результаты расчетов в табл. 2, 3.

Для повышения точности оценки ТЭХ предложен подход к учету уровня организационного обеспечения.

В результате анализа имеющейся статистики по планированию разработки и проектирования

получены поправочные коэффициенты. После их объединения с функциями (1), (2), (3) получены следующие обобщенные формулы для оценки суммарных затрат на разработки РК.

Для РК с жидкостными ракетами

$$Z_{\text{сум}} = AG_K [0.0027T_1 K_H^{-0.44} K_{\text{СЛ}} + 0.12 K_{\text{НДУ}} K_{\text{СЛ}}^{0.6} K_H^{0.8} + 0.11 K_{\text{НДУ}} K_{\text{СЛ}}^{0.73} K_H + 0.24 K_{\text{СЛ}} K_H^{0.48} + 0.009 K_H^2 K_{\text{СЛ}} \sum_{i=1}^n n_i \ln(P_1 / P_{\text{НАЗ}}) + 0.233 K_H K_{\text{СЛ}}],$$

где $K_{\text{НДУ}}$ — новизна двигательных установок.

Для РК с твердотопливными ракетами

$$Z_{\text{сум}} = AG_K (0.05 K_{\text{СЛ}}^{*0.16} K_H^{1.69} + 0.196 K_{\text{СЛ}}^{*-0.04} K_H^{*1.5} + 0.497 K_{\text{СЛ}}^{*1.84} K_H^{*1.15} + 0.305 K_{\text{СЛ}}^{*1.91} K_H^{*0.67}).$$

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ СТРАТЕГИИ ОБРАБОТКИ

Весь процесс обработки РК и ракеты делится на два принципиально отличных этапа:

- наземные испытания, которые в свою очередь включают ряд подэтапов (автономные, комплексные, помодульные) и распадаются на поузловую обработку;

- летные испытания с полным функционированием всех штатных систем РК на этапе подготовки и обеспечения старта и собственно ракеты.

Поскольку условия функционирования систем в наземных условиях отличаются от полетных, то возможности этого этапа ограничены и не могут обеспечить достижения надежности выше $P_{\text{НАЗ}}^{\text{max}} \ll P_{\text{ЛИ}}^{\text{ТР}}$.

В свою очередь при ЛИ обеспечиваются реальные штатные условия функционирования всех элементов и систем, а также полномасштабное функционирование комплекса как сложной системы при взаимодействии всех его составляющих.

При этом при увеличении числа пусков в ЛИ достигается уровень надежности, стремящийся к пределу, определяемому исключительно случайными факторами, которые невозможно предсказать, и следовательно, исключить.

Таким образом, этап ЛИ неизбежен, однако его продолжительность по числу пусков будет определяться уровнем надежности $P_{\text{НАЗ}}^{\text{К}}$ на ко-

нец этапа наземной обработки и заданным уровнем надежности $P_{\text{ЛИ}}^{\text{ТР}}$ на конец этапа ЛИ.

Целевая функция принимается в виде следующей зависимости для суммарных затрат на разработку:

$$Z_{\text{сум}}^* = \sum_{j=1}^I Z_j(P_j, P_{\text{НАЗ}j}^{\text{ТР}}, N_j) + C_n \cdot n(P_{\text{НАЗ}}^{\text{ТР}}, P_{\text{ЛИ}}),$$

где $Z_{\text{сум}}^*$ — суммарные затраты на экспериментальную обработку, Z_j — затраты на наземную обработку (автономные и комплексные испытания) j -й системы (узла), P_j — надежность j -й системы (узла), достигнутая до начала наземной обработки, $P_{\text{НАЗ}j}^{\text{ТР}}$ — требуемая надежность j -й системы (узла) при проведении наземных испытаний, $P_{\text{ЛИ}}$ — надежность ракеты при проведении летных испытаний, N_j — число наземных испытаний j -й системы (узла), C_n — стоимость пуска (средние затраты на подготовку и проведение одного летного испытания ракеты), n — число летных испытаний.

Решение задачи минимизации $Z_{\text{сум}}^*$ с учетом основных этапов обработки обеспечивает возможность существенного снижения суммарных затрат, поскольку этап обработки составляет 90...95 % общих затрат на создание РК.

При решении задачи в такой постановке наиболее удобным способом учета фактических данных по результатам пусков в ходе ЛИ является подход на основе метода «кривых роста надежности», представляющих математическое описание динамики роста надежности РК с учетом анализа выявленных отказов и принятых решений по их устранению [1, 2].

В качестве модели применялась аппроксимирующая экспоненциальная зависимость

$$P(n) = 1 - \exp[-c - (a/\ln b)(b^n - 1)],$$

где аппроксимирующие коэффициенты a , b , c выбираются по методу наименьших квадратов.

В работе [5] приведена обработка данных статистики по всем РК, проходившим ЛИ. Полученные результаты представлены на рис. 1—3.

Наличие «кривых роста надежности» для прототипа позволяет решать задачу выбора стратегии обработки на начальном этапе, а после начала ЛИ уточнять программу ЛИ по мере набора статистики по фактическим результатам пусков.

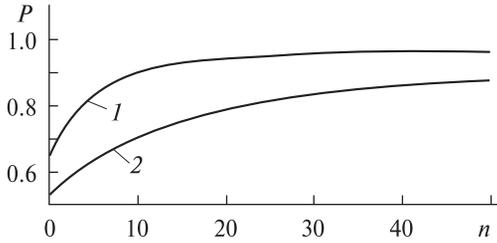


Рис. 1. Полетная надежность P в зависимости от числа пусков n : 1 — для ракеты 15A15, 2 — для ракеты 8K64

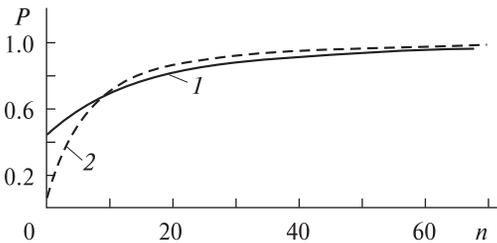


Рис. 2. Полетная надежность P в зависимости от числа пусков n : 1 — для ракеты 15A14, 2 — для ракеты 8K67

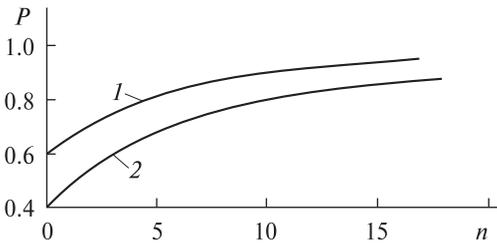


Рис. 3. Полетная надежность P в зависимости от числа пусков n : 1 — для ракеты 15A18M, 2 — для ракеты 11K77

Из рассмотренных ранее примеров приведем результаты оптимизации процесса отработки для БРК 15A15 с самой легкой жидкостной ракетой, а также для ракеты-носителя 11K77.

При решении задачи выбора стратегии отработки РК анализ выполняется в два этапа. На первом этапе определяется оценочная стоимость разрабатываемого комплекса, отталкиваясь от прототипа через введенные коэффициенты (K_H , $K_{СЛ}$, $K_{РАЗР}$).

На втором этапе проводится оптимальное распределение полученных затрат между наземными и летными испытаниями с использованием «кривых роста надежности» для различных уровней достигнутой в наземных испытаниях

показателей надежности $P_{НАЗ}^K$ и предварительно решаемой задачи по установлению взаимосвязи $Z_{НАЗ}$ от $P_{НАЗ}$ в диапазоне возможной статистической погрешности.

ПК 15A15. Для легкой ракеты, прототипом которой является ракета 15A15, получена «кривая роста надежности» в виде

$$P = 1 - (1 - P_{НАЗ}) \exp [2.085 (0.917^n - 1)].$$

Область возможных значений наземной надежности определяется двумя зависимостями:

$$P_{НАЗ} = 1 - (1 - P_0) \exp [20.3 (\exp[-Z_{НАЗ}/2867] - 1)],$$

$$P_{НАЗ} = 1 - (1 - P_0) \exp [1.98 (\exp[-Z_{НАЗ}/399] - 1)].$$

Соотношение для определения суммарных затрат получено в виде:

— для верхней границы значений надежности

$$Z_{СУМ}(P_{НАЗ}) = -\frac{C_n}{0.0866} \ln \left(1 + 0.4796 \ln \frac{1 - P_{ТР}}{1 - P_{НАЗ}} \right) - 2687 \ln \left(1 + 0.0493 \ln \frac{1 - P_{НАЗ}}{1 - P_0} \right),$$

$$Z_{СУМ}(n) = C_n n - 2687 \ln \left[0.0493 \left(\ln \frac{1 - P_{ТР}}{1 - P_0} \right) + 22.39 - 2.085 \cdot 0.917^n \right];$$

— для нижней границы значений надежности

$$Z_{СУМ}(P_{НАЗ}) = -\frac{C_n}{0.0866} \ln \left(1 + 0.4796 \ln \frac{1 - P_{ТР}}{1 - P_{НАЗ}} \right) - 399 \ln \left(1 + 0.505 \ln \frac{1 - P_{НАЗ}}{1 - P_0} \right),$$

$$Z_{СУМ}(n) = C_n n - 399 \ln \left[0.505 \left(\ln \frac{1 - P_{ТР}}{1 - P_0} \right) + 4.065 - 2.085 \cdot 0.917^n \right].$$

Результаты расчетов представлены на графиках (рис. 4–7).

Стратегия отработки РН 11K77. По состоянию на декабрь 1990 г. было проведено 18 пусков. Из них по причине носителя было шесть замечаний, причины которых установлены и приняты изменения в конструкции.

На рис. 8, 9 приведена зависимость показателей надежности РН от числа пусков и надежнос-

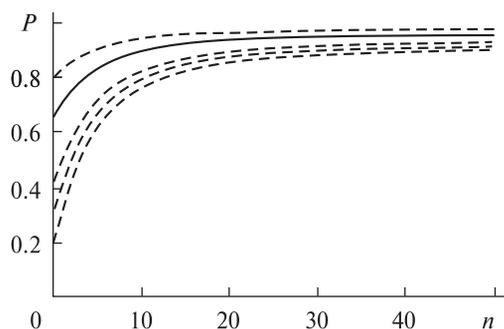


Рис. 4. Полетная надежность P ракеты 15A15 в зависимости от числа пусков n при различных значениях наземной надежности $P_{\text{наз}}$

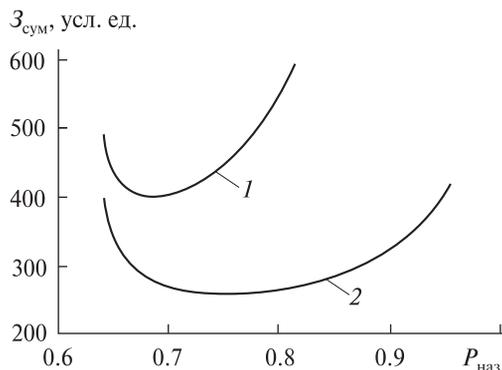


Рис. 7. Суммарные затраты $Z_{\text{сум}}$ на обработку ракеты типа 15A15 в зависимости от наземной надежности $P_{\text{наз}}$: 1, 2 — соответственно для нижней и верхней границ области значений $P_{\text{наз}}$

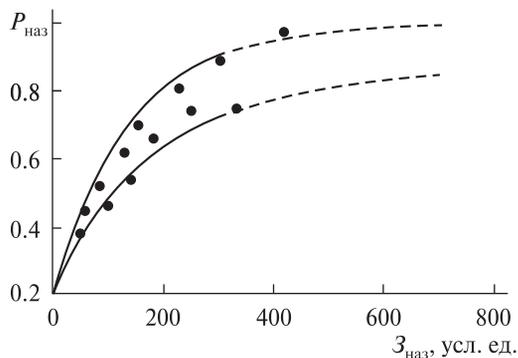


Рис. 5. Область значений наземной надежности $P_{\text{наз}}$ ракеты 15A15 в зависимости от затрат на наземную обработку $Z_{\text{наз}}$

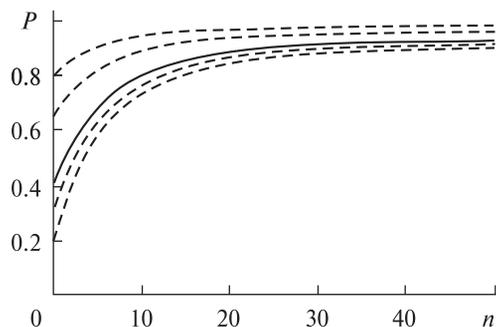


Рис. 8. Полетная надежность P ракеты 11K77 в зависимости от числа пусков n при различных значениях наземной надежности $P_{\text{наз}}$

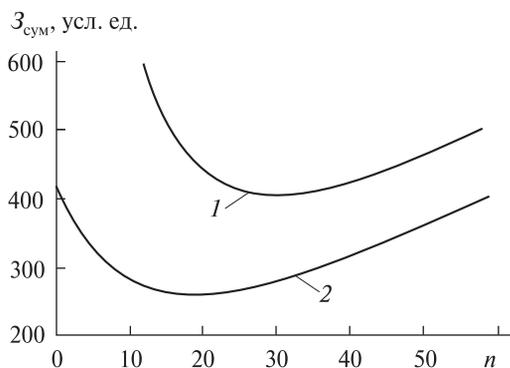


Рис. 6. Суммарные затраты $Z_{\text{сум}}$ на обработку ракеты типа 15A15 в зависимости от числа летных испытаний n : 1, 2 — соответственно для нижней и верхней границ области значений наземной надежности $P_{\text{наз}}$

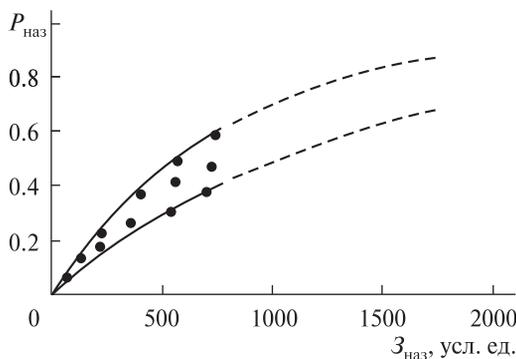


Рис. 9. Область значений наземной надежности $P_{\text{наз}}$ ракеты 11K77 в зависимости от затрат на наземную обработку $Z_{\text{наз}}$

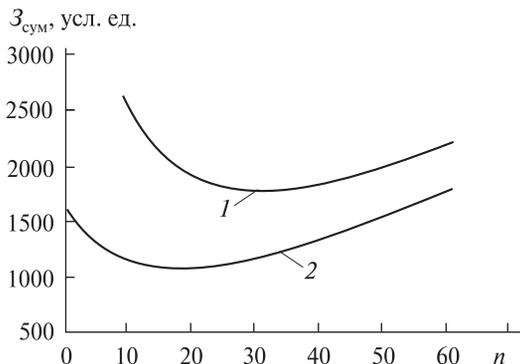


Рис. 10. Суммарные затраты $Z_{\text{сум}}$ на обработку ракеты 11К77 в зависимости от числа летных испытаний n : 1, 2 — соответственно для нижней и верхней границ области значений наземной надежности $P_{\text{наз}}$

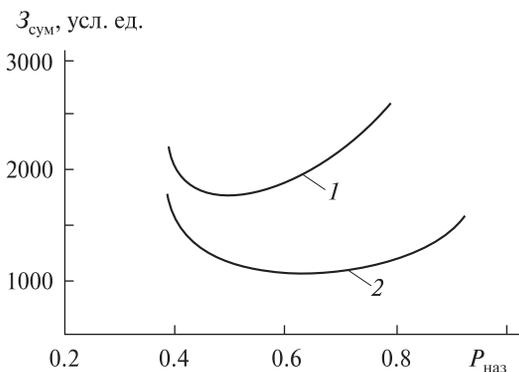


Рис. 11. Суммарные затраты $Z_{\text{сум}}$ на обработку ракеты 11К77 в зависимости от наземной надежности $P_{\text{наз}}$: 1, 2 — соответственно для нижней и верхней границ области значений $P_{\text{наз}}$

ти, достигнутой на этапе наземной обработки, которая аппроксимируется выражением

$$P = 1 - (1 - P_{\text{наз}}) \exp[2.066 (0.93^n - 1)].$$

Представленные результаты показывают, что летные испытания начаты при недостаточных объемах проведенных наземных обработок, аппроксимированных зависимостями

$$P_{\text{наз}} = 1 - (1 - P_0) \exp[10.9(\exp[-Z_{\text{наз}}/15946] - 1)],$$

$$P_{\text{наз}} = 1 - (1 - P_0) \exp[10.9(\exp[-Z_{\text{наз}}/17776] - 1)].$$

На базе имеющейся статистики проведем оптимизацию стратегии обработки носителя до уровня надежности $P_{\text{л}} = 0.92$. Зависимости для составляющих суммарных затрат получены в виде:

— для верхней границы значений наземной надежности

$$Z_{\text{сум}}(P_{\text{наз}}) = -\frac{C_n}{0.0726} \ln \left(1 + 0.484 \ln \frac{1 - P_{\text{ТР}}}{1 - P_{\text{наз}}} \right) - 17776 \ln \left(1 + 0.03461 \ln \frac{1 - P_{\text{наз}}}{1 - P_0} \right),$$

$$Z_{\text{сум}}(n) = C_n n - 17776 \ln \left[0.0346 \left(\ln \frac{1 - P_{\text{ТР}}}{1 - P_0} \right) + 30.97 - 2.066 \cdot 0.93^n \right];$$

— для нижней границы

$$Z_{\text{сум}}(P_{\text{наз}}) = -\frac{C_n}{0.0726} \ln \left(1 + 0.484 \ln \frac{1 - P_{\text{ТР}}}{1 - P_{\text{наз}}} \right) - 15946 \ln \left(1 + 0.0917 \ln \frac{1 - P_{\text{наз}}}{1 - P_0} \right),$$

$$Z_{\text{сум}}(n) = C_n n - 15946 \ln \left[0.0917 \left(\ln \frac{1 - P_{\text{ТР}}}{1 - P_0} \right) + 12.97 - 2.066 \cdot 0.93^n \right].$$

Результаты расчетов (рис. 10, 11) показывают, что минимум затрат достигается при доведении значений $P_{\text{наз}}^{\text{к}}$ до 0.5...0.62, при этом число требуемых пусков составляет 31 и 19 соответственно, а суммарные затраты сокращаются на 30...12 %.

На сегодня накоплена статистика по пускам за 20 лет эксплуатации носителя типа «Зенит», в том числе с разных типов старта, что позволяет провести уточняющие расчеты для получения характеристик прототипа с целью последующего использования в новых разработках.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный автором в начале 1990-х годов методологический подход к проектированию ракетных комплексов на базе обобщения предшествующего опыта и накопленной за 40 лет работы статистики (в части показателей надежности и технико-экономических характеристик

тик) подтвердил свою жизнеспособность в современных условиях, несмотря на очевидные отличия в обеспеченности разработок.

Возможность применения результатов обработки статистических данных по прототипам в современных условиях обусловлена следующими очевидными положениями.

1. Предложенные методические и методологические подходы инвариантны к условиям разработок при соблюдении единых нормативных требований (международных стандартов, систем управления качеством и т. п.).

2. Полученные взаимозависимости между достигнутой надежностью $P_{\text{НАЗ}}^K$ на этапе наземной отработки и затратами $Z_{\text{НАЗ}}$ на этап наземной отработки, между ростом надежности по мере увеличения количества n пусков при заданном показателе надежности P_0 определяются не абсолютными значениями экономических показателей, а определенными их соотношениями.

В свою очередь, последние имеют объективную техническую основу — структурную сложность комплекса и техническое совершенство его элементов. То есть, независимо от расчетной денежной единицы (рубли, гривны, доллары) искомые соотношения будут близкими, и следовательно, полученные аппроксимирующие зависимости сохраняются в пределах, приемлемых для этапа перспективного проектирования.

1. Горбулин В. П. Применение математических моделей роста надежности для контроля надежности изделий ракетной техники // ЦНТИ «Поиск». — 1989. — Вып. 9. — № 035-4557.

2. Горбулин В. П. К вопросу обеспечения надежности изделий ракетной техники // ЦНТИ «Поиск» СИЛ. — 1989. — Вып. 9. — №035-4556
3. Горбулин В. П. К оценке надежности сложной системы с учетом одновременности отказов нескольких элементов // Проектирование сложных технических систем. — Киев: Наук. думка, 1989.
4. Горбулин В. П. Методы математического моделирования и проблемы обеспечения надежности потенциально опасных технических систем // Управляющие системы и машины. — 1989. — № 4.
5. Горбулин В. П. Методология оценки и прогнозирования технико-экономических показателей ракетных комплексов на начальном этапе их создания: Дис. ... д-ра техн. наук. — Днепропетровск, 1993. — 240 с. — Машинопись.
6. Горбулин В. П., Бойченко А. И., Негода А. А. и др. Статистическая модель стоимости разработки боевых ракетных комплексов // Ракетная и космическая техника. — 1988. — Сер. 1, вып. 1.
7. Горбулин В. П., Бойченко А. И., Негода А. А. и др. Статистическая модель стоимости разработки боевых ракетных комплексов на твердом топливе // Ракетная и космическая техника. — 1989. — Сер. 1, вып. 2.

Надійшла до редакції 20.08.12

V. P. Gorbulin, O. P. Kushnariov

PREDICTION MODELS FOR TECHNICAL AND ECONOMICAL INDICES OF ROCKET COMPLEXES AND FOR CHOOSING OPTIMUM STRATEGY OF THEIR TESTING

We consider some methodological problems of the prediction of technical and economical indices of rocket complexes as well as their reliability indices during the system design. Our results allow one to solve the problems of cost prediction in relation to rocket complex testing and of the optimum cost distribution between the ground and flight testing stages.