

Модернизация LaunchModel в программный комплекс для оценки полезной нагрузки и вероятности безотказной работы в режимах компенсации отказов

© Р.Н. Шакиров

Институт машиноведения имени Э.С. Горкунова УрО РАН,
Екатеринбург, 620049, Российская Федерация

Рассмотрена задача предварительной оценки вероятности безотказной работы ракеты-носителя на этапе выбора ее компоновки в соответствии с заданными требованиями. Метод решения задачи включает в себя оценку возможности компенсации отказов ракетных двигателей на различных этапах выведения для доставки заданной полезной нагрузки на целевую орбиту. Расчет может проводиться для широкого круга ракет-носителей с тандемной и пакетной компоновкой с учетом возможности отключения ракетных двигателей в составе нескольких ступеней. Практическая значимость работы заключается в возможности оперативной оценки вероятности безотказной работы ракеты-носителя на основе сведений о расчетной или эксплуатационной оценке вероятности безотказной работы ракетных двигателей и коэффициенте охвата системы их аварийной защиты. Представленный программный комплекс, работающий в среде Excel, может быть модифицирован под конкретную задачу без программирования.

Ключевые слова: *вероятность безотказной работы, поэтапно работающая транспортная система, тандемная компоновка, пакетная компоновка, компенсация отказов ракетного двигателя, программный комплекс LaunchModel*

Введение. Для создания современных средств выведения полезной нагрузки (ПН) на околоземные орбиты требуется всесторонняя предварительная проработка технико-экономических параметров. Создание новых ракет-носителей (РН) обосновывается необходимостью их оптимизации для заданной ПН, от сверхлегкого до сверхтяжелого классов, обеспечения оперативности выведения, упрощения конструкции РН за счет применения современных технических решений, автоматизации пуска, обеспечения многократного использования ступеней РН и выполнения многих других требований.

Один из основных критериев эффективности ракетно-космической техники — стоимость выведения ПН в рамках существующих потребностей по развертыванию спутниковых группировок и возможностей организации серийного производства компонент РН. Еще один не менее важный критерий состоит в обеспечении безаварийной работы РН. Аварии при эксплуатации РН негативно отражаются на расходах заказчиков запусков из-за высокой стоимости объектов страхования и размера потенциального ущерба. Страховые риски в сегменте телекоммуникации и связи могут достигать до 18...20 % стоимости запуска [1]. Как следствие, РН с высокой аварийностью,

например Зенит-3SL, уходят с рынка, несмотря на их превосходные технические и экономические характеристики, а заказчики предпочитают использовать устаревшие, но освоенные в производстве РН с лучшей статистикой запусков.

Цель данной работы — создание программного комплекса для оперативной оценки вероятности безаварийной работы (ВБР) РН различных классов, включая автоматизированный расчет ПН в нештатных режимах выведения при отказах ракетных двигателей (РД). Новизна предлагаемого подхода по сравнению с существующими средствами расчета ВБР поэтапно работающих транспортных систем, таких как EGERT [2] и EXAMINE [3], заключается в интеграции расчета штатного и нештатного выведения для сокращения объема работ по подготовке исходных данных.

Требования к программному комплексу оценки ВБР РН. Этот комплекс, предназначенный для автоматизированной оценки ВБР РН тандемной, пакетной и комбинированной компоновки, включает:

- ввод данных о конструктивно-технических решениях РН;
- автоматизированную постановку задач по расчету выведения на околоземные орбиты с компенсацией отказов РД;
- управление тягой РД, включая режим форсирования;
- выбор времени включения и отключения РД;
- ограничение расходования топлива, $\pm$ к рабочему запасу;
- расчет программы тангажа при заданных полезной нагрузке и высоте орбиты;
- ввод исходных данных для расчета ВБР РД и систем РН, включая возможность расчета эксплуатационной ВБР РД;
- расчет ВБР РД в рамках допущения об экспоненциальном законе распределения времени работы до отказа или ложного отключения;
- автоматический расчет вероятности безаварийного отключения РД в зависимости от параметров системы аварийной защиты (САЗ);
- автоматический расчет ВБР РН при условии безотказной работы РД и в режиме компенсации однократных отказов РД;
- учет возможности отключения РД в нескольких ступенях РН, при условии выведения ПН на требуемую орбиту;
- возможность коррекции методики подготовки исходных данных и формул для проведения расчетов без программирования.

Применение LaunchModel для расчета выведения. Расчет выведения на околоземную орбиту выполняется с помощью книги Excel LaunchModel [4]. Данная расчетная программа редко упоминается в литературе (см., например, [5]) ввиду наличия более функциональных и производительных средств. Однако ее преимуществом является возможность гибкой настройки на решаемую задачу без программирования.

Расчет выведения проводится на трех листах LaunchModel:

Main — исходные данные для расчета выведения на круговые и эллиптические околоземные орбиты и результат расчета (рис. 1);

Simulation — расчет выведения;

Control — расчет управления.

Launcher					Spaceport	
Soyuz-5					Baikonur	
		RD171	RD0124MC		Latitude	45,63
Launch mass		531300			Altitude (m)	200
Payload		17500			Velocity (m/s)	0
		I (+)	II (+)	III	Angle (deg)	0
				IV	Earth rotation velocity	324,35
Full mass		438400	73600		Orbit	
Empty mass		40740	7160		LEO	
Isp (atm) (s)		309,5	361		Perigee (km)	200
Isp (vac) (s)		337,2	361		Apogee (km)	200
Thrust (vac) (t)		806,2	60,34		Inclination	51,6
Fuel consumption		2390,866	167,14681		Period (min)	88,34
Throttle		0	100%		Earth rotation gain	288,10
		150	78%		Perigee velocity	
(fail)		389	50%		abs.	7787,56
Fairing mass		2000	103 km		rel.	7499,46
Fairing jettison (s)		190	0 kPa		Apogee velocity	
Nozzle extension (atm)					abs.	7787,56
S _x		20	20		rel.	7499,46
S _y		285	127			
C _x		0,3	0,3			
C _y		0,3	0,3			

Рис. 1. Исходные данные модернизированной LaunchModel (фрагмент)

Книга LaunchModel строит программу тангажа с помощью средства Excel «Поиск решения» с учетом заданных исходных ограничений и заданных режимов тяги (Throttle). Программа сообщает итоговые параметры орбиты (Orbit); соответствие расчетной и целевой орбиты достигается путем ручного подбора массы ПН (Payload). Следует отметить, что результирующая ПН может отличаться от заявленной для РН из-за ограничений LaunchModel:

- число ступеней выведения — не более 4;
- число режимов тяги РД всех ступеней — не более 4;
- не реализовано плавное изменение тяги РД;
- регулирование тяги не влияет на удельный импульс РД;
- не предусмотрен расчет пространственного маневра;
- нет возможности задать районы падения ступеней;
- время расчета ограничено числом строк листов Simulation/Control.

Тем не менее при всех ограничениях LaunchModel сохраняется возможность ее применения для целей предварительного сравнения однотипных РН в различных штатных и нештатных режимах выведения. Адаптация LaunchModel к решению этой задачи потребовала

внесения в расчетную часть программы следующих необходимых дополнений:

- возможность управления тягой РД первой ступени;
- возможность расчета выдвижного сопла РД;
- обеспечение совместной работы с новым средством подготовки исходных данных для расчета штатного и нештатного выведения.

Методика подготовки конструкционных данных. Автор этой статьи реализовал дополнительный лист **Construction** для подготовки данных о конструктивно-технических решениях РН (рис. 2). На основе этих данных определяется тяга двигательной установки (ДУ), начальная и конечная масса ступеней в штатном режиме и в режимах компенсации отказов. В модифицированной LaunchModel данные расчеты, а также расчет параметров аэродинамики проводятся автоматически, после чего на листе Main вручную задают только режимы тяги РД. Автоматическое заполнение полей листа Main сокращает объем ручной работы при подготовке расчета в различных режимах выведения. При этом сама методика расчета выведения не изменяется, т. е. выполняется адаптированным алгоритмом LaunchModel.

Launcher — компоновочная схема РН. Указывается:

- тип маршевых РД в каждой ступени;
- количество РД в ракетном блоке, рабочий запас топлива (РЗТ, Fuel mass) и конструкционная масса блока без учета массы РД;
- число ракетных блоков в ступени (Stage);
- остатки топлива в баках, в процентах от РЗТ (Unused fuel and gas);
- остатки топлива за вычетом используемых при компенсации отказов, в процентах от РЗТ (Unused on failure).

На основе данных о РД из таблицы Engines рассчитывается:

- полная (Full) и пустая (Dry) масса ступени без остатков топлива;
- тяга ДУ в вакууме;
- тяга ДУ на уровне земли (для атмосферных РД).

Из таблицы Engines извлекаются также сведения об удельном импульсе (УИ, Isp) и диапазоне регулирования тяги РД (Throttle).

Engines — справочная таблица о параметрах РД, собранная по данным из открытых источников [6 и др.]. Применение таблицы Engines позволяет оперативно менять тип и число двигателей с автоматическим пересчетом массовых параметров блоков РН. В строках P (давление на входе в сопло), Pe (давление на срезе сопла) и Ch (число камер РД) дополнительно указываются параметры для расчета выдвижного сопла на листе Main.

Методика оценки ВБР РН. На листе Construction размещены средства оценки ВБР РН и объединены с моделью расчета выведения в программный комплекс с единым представлением исходных данных (рис. 3).

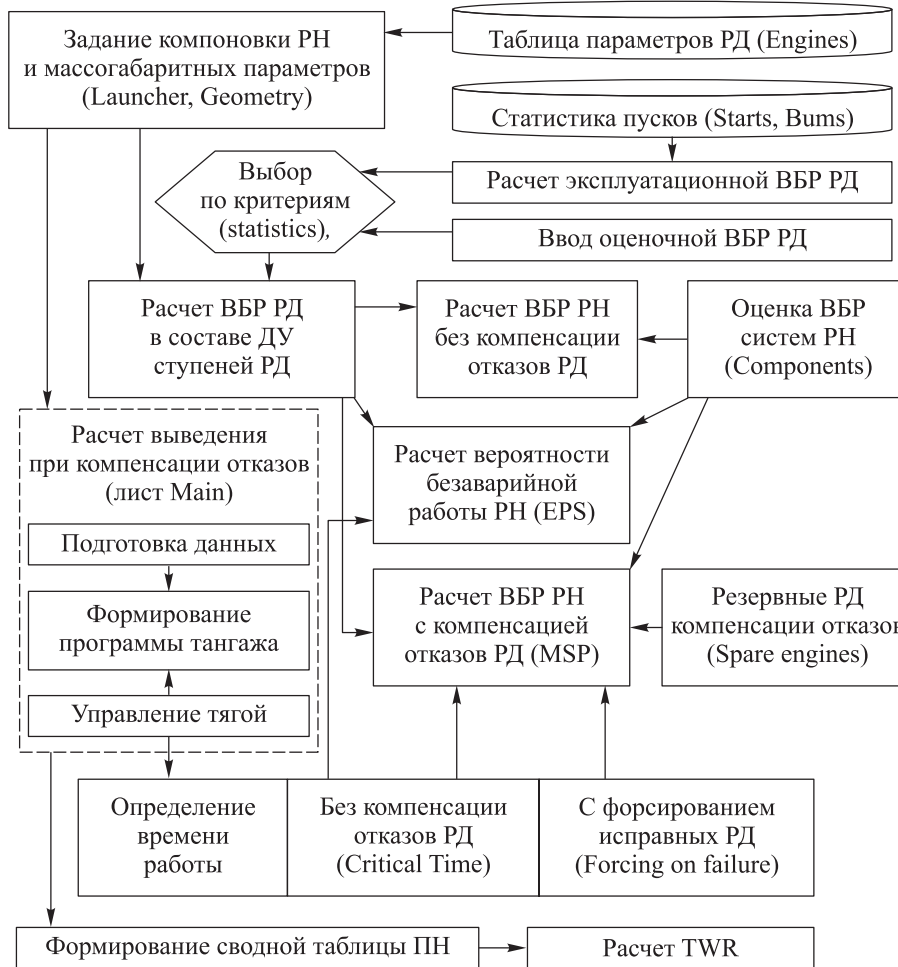


Рис. 3. Схема подготовки данных и проведения расчетов

Components — исходные данные для оценки ВБР систем РН в соответствии с методикой ГОСТ Р МЭК 61078–2021 «Структурная схема надежности». Значения показателей надежности взяты из [7, с. 404]:

- $P_{\text{пгсп}}$ — ВБР пневмогидравлической системы подачи топлива;
- $P_{\text{рп}}$ — ВБР рулевого привода ракетного блока;
- $P_{\text{ср}}$ — ВБР средств разделения ракетных блоков;
- $P_{\text{го}}$ — ВБР сброса головного обтекателя;
- $P_{\text{су}}$ — ВБР системы управления РН.

ВБР систем РН рассчитывается путем перемножения по последовательной схеме (каждая система должна отработать безотказно):

$$P_{\text{РН}} = (P_{\text{пгсп}} P_{\text{рп}})^M P_{\text{ср}}^{M-1} P_{\text{го}} P_{\text{су}}, \quad (1)$$

где M — суммарное число ракетных блоков в составе всех ступеней РН.

Stats — статистика пусков, на основе которой рассчитывается эксплуатационная ВБР РД (Operational MSP). Для каждой РН указывается число пусков, тип и количество РД, задействованных в каждом пуске (Engine burns). Определяется общее число отработок (Total burns) и задается число учитываемых отказов (Failed burns), а также иные оценки ВБР (Suggested MSP) в числе одной-двух для выбора наибольшей. Выбор эксплуатационной или оценочной ВБР выполняется по критериям **Use engine statistics** в зависимости от числа отработок и отказов РД, а также расчетного значения эксплуатационной ВБР. В рамках допущения об экспоненциальном законе распределения времени работы до отказа или ложного отключения [8, с. 33] рассчитывается ВБР РД в составе ДУ:

$$p(t) = p^{t/T}, p_{\text{л}}(t) = p_{\text{л}}^{t/T}, \quad (2)$$

где p — ВБР РД; $p_{\text{л}}$ — вероятность невыдачи ложной команды САЗ на аварийное выключение двигателя (АВД) за время t в пределах от 0 до T (Operational burn time). Если T не указано в базе РД, то берется расчетное времени работы РД в составе ДУ ступени РН при 100%-ной номинальной тяге (Nominal burn time) без учета управления тягой на активном участке.

Формулы (1) задают экспоненциальное уменьшение $p(t)$ и $p_{\text{л}}(t)$ от 1 при $t = 0$ до указанных в базе РД значений p и $p_{\text{л}}$ при $t = T$ и асимптотически к 0 при дальнейшем увеличении t выше T . При экспоненциальном законе вероятность отказа или ложного отключения РД в каждый интервал времени $t, t + \Delta t$ принимается одинаковой независимо от t , т. е. не учитываются факторы увеличения вероятности отказа в начале и конце работы РД (периоды приработки и физического износа). Поэтому формулы (1) дают оценки первого приближения при обязательном выполнении следующих условий: 1) предварительный прожиг РД для выявления «детских болезней» и 2) ограничение времени работы РД в составе ДУ периодом его нормальной эксплуатации, в том числе при увеличении времени работы после отключения одного из РД ДУ средствами САЗ (Burn time on failure).

Возможность компенсации отказов РД определяется по остатку номинальной тяги ДУ ракетного блока — отношению числа оставшихся в работе РД к общему числу РД при одиночном и двойном отказе:

$$r_i = 1 - n_f(1 - r)i / n, \quad i = 1, 2, \quad (3)$$

где $r = 0$ или доле номинальной тяги при частичном отключении РД, построенного по принципу спарки, для учета оставшейся в работе части как половины РД (50 % в строке Thrust on partial failure); n_f — число РД блока, отключаемых при отказе (Off engines): 1 или 2 в зависимости от

необходимости симметризации тяги блока; 0 на первой ступени при попарном отделении боковых блоков; n — число РД в составе ДУ блока.

Указываются пороговые значения остатка номинальной тяги, позволяющие считать ДУ блока резервированной — не менее 50 %, уточняемые по расчетам выведения в режимах компенсации отказов РД. В зависимости от расчетного и порогового значения остатка тяги ДУ блока может быть: а) нерезервированной; б) резервированной по отключению одного любого РД; в) резервированной по отключению нескольких РД.

Вероятность безотказной работы нерезервированной ДУ равна ВБР РД в степени n :

$$P_{\text{нрду}}(t) = p(t)^n; \quad (4)$$

ВБР однократно резервированной ДУ вычисляется как частный случай многократно резервированной ДУ [8, с. 30]:

$$P_{\text{орду}}(t) = (p(t)p_{\text{л}}(t))^n + n(p(t)p_{\text{л}}(t)p_{\text{ф}})^{n+(s/2)+r-1} \times \\ \times ((1-p(t))p_{\text{л}}(t)\alpha + p(t)(1-p_{\text{л}}(t))), \quad (5)$$

где α — коэффициент охвата САЗ; $p_{\text{ф}}$ — множитель ВБР при форсировании РД для компенсации отказа (10); $s = 0$ или числу дополнительных РД, резервированных для компенсации отказа (Spare engines);

ВБР многократно резервированной ДУ определяется вероятностью неаварийной работы всех РД в номинальном режиме, т. е. возведением в степень n суммы ВБР и вероятности отключения РД средствами САЗ:

$$P_{\text{мрду}}(t) = (p(t) + (1-p(t))\alpha)^n = (1 - (1-p(t))(1-\alpha))^n. \quad (6)$$

С помощью формулы (6) оценивается ВБР ДУ сверху, не проводя различия между отключениями двух или большего числа РД, так как соответствующие слагаемые точной формулы [8, с. 30] имеют высокий порядок малости. Их можно определить с помощью более сложных программ, в то время как формулы Excel больше подходят для оценки ВБР при малом числе отказов.

ВБР ступени РН определяется по следующим формулам:

$$P_{\text{нрст}} = (P_{\text{нрду}}(t_{\text{нр}}) P_{\text{нрду}}(t - t_{\text{нр}}))^m = P_{\text{нрду}}(t)^m; \quad (7)$$

$$P_{\text{орст}} = (P_{\text{нрду}}(t_{\text{нр}}) P_{\text{орду}}(t - t_{\text{нр}}))^m; \quad (8)$$

$$P_{\text{мрст}} = (P_{\text{нрду}}(t_{\text{нр}}) P_{\text{мрду}}(t - t_{\text{нр}}))^m, \quad (9)$$

где $t_{\text{нр}}$ — время работы без возможности компенсации отказа РД (Critical time), определяемое при расчете выведения; t — расчетное время работы ступени при 100%-ной номинальной тяге до истощения РЗТ; m — число блоков ступени РН, не входящих в состав последующих ступеней; принимается, что расход топлива в боковых блоках пакетной ступени уравнивается путем управления тягой РД.

Формулы (5) и (8) допускают не более одного отказа РД в каждом блоке ступени РН и учитывают изменение ВБР РД при его форсировании:

$$P_{\Phi} = k_{\Phi}^{t_{\Phi}/T}, \quad (10)$$

где k_{Φ} — коэффициент пересчета ВБР РД в форсированном режиме (Forced mode multiplier); t_{Φ} — среднее время работы РД в режиме форсирования при компенсации отказа ($1/2$ времени работы после $t_{\text{нр}}$ с компенсацией отказа путем форсирования РД, определяется при расчете выведения).

Вероятность безотказной работы ступеней РН перемножаются для учета возможности отказа РД в каждой ступени; при однократном резервировании дополнительно вычисляются понижающие коэффициенты k , допускающие отказы РД во всех ступенях, кроме любой одной:

$$k_0 = 0, k_i = k_{i-1} + (1 - k_{i-1}) P_{\text{нрст}}/P_{\text{орст}}, i = 1, 2, \dots, \quad (11)$$

и коэффициенты Single failure K , допускающие отказ лишь в одной ступени:

$$K_2 = k_2, K_i = P_{\text{нр}}/P_{\text{ор}} + (K_{i-1} - P_{\text{нр}}/P_{\text{ор}}) P_{\text{нрст}}/P_{\text{орст}}, i = 3, \dots, \quad (12)$$

где $P_{\text{нр}}/P_{\text{ор}}$ — произведение $P_{\text{нрст}}/P_{\text{орст}}$ до предыдущей ступени $i - 1$.

Для пакетной компоновки РН вычисляется остаточная номинальная тяга при отключении по одному РД в каждой ступени пакета (side + core failure). Если она меньше указанного порогового значения, то применяется понижающий коэффициент k (11), накопленный до центрального блока, в остальных случаях — до второй, при наличии третьей — до третьей ступени.

Сводные оценки ВБР ДУ РН умножаются на ВБР остальных систем РН (1). Сообщаются базовая, верхняя и уточненные оценки ВБР РН:

- ВБР без компенсации отказов рассчитывается по формулам (4), (7);
- ВБР (**Emergency protection**) с компенсацией однократных отказов РД в блоках РН и безаварийном отключении РД при последующих отказах — по формулам (6), (9);
- вероятность успешного выведения (**MSP**) при компенсации отказов РД — однократных по формулам (5), (8), (10) с различными

коэффициентами (11), (12) и многократных по приближенным формулам (6), (9).

Полученные оценки ВБР РН обосновываются расчетами выведения в режимах компенсации отказов, от которых, в частности, зависит выбор режимов форсирования и пороговых значений тяги. При расчете выведения учитываются геометрические параметры блоков, ступеней и головного обтекателя, которые предварительно заносятся в таблицу **Geometry**.

Thrust-to-weight ratio (TWR) — стартовая тяговооруженность РН рассчитывается при номинальной тяге (Normal), а в случае одиночного отказа РД первой ступени (Engine failure) — с учетом возможности форсирования оставшихся в работе РД. Тяга блоков пакетной ступени симметризуется. При TWR 100 % и выше предлагается определить ПН в режиме компенсации отказа на листе Main (Run engine failure simulation to determine the fail-safe payload), а иначе рассчитывается TWR в режиме увода от старта без симметризации тяги (Retreat on engine failure).

Reentry Burn (импульс возвращения) — расчет характеристической скорости отделившейся ступени за вычетом невырабатываемых остатков.

Расчет выведения в режимах компенсации отказа. После заполнения листа Construction на листе Main автоматически формируются исходные данные для проведения расчета выведения. Дополнительно к номинальному режиму предусмотрена возможность включить режим компенсации одиночного отказа на одной или нескольких ступенях. Это делается путем добавления метки «fail» к номеру ступени, которая умножает тягу на понижающий множитель Thrust on engine failure листа Construction. Если требуется задать момент отказа не с самого начала активного участка и/или режим форсирования РД, то это делается с помощью управления тягой Throttle. С помощью метки «+» запрашивается работа ДУ до исчерпания лимита гарантийного запаса топлива [9–11].

Кроме того, на листе Main можно задать резерв топлива для возвращения ступени (Return fuel) и массу средств возвращения ступени (Extra mass), которая суммируется с расчетом массы по листу Construction; а также выбрать дополнительный РД из списка Engines для расчета прибавки тяги (Extra thrust), используемой в таблице Throttle. Дополнительный РД может отличаться по тяге от РД, указанных на листе Construction.

После расчета ПН таблицы Launcher, Pitch program и Restrictions следует скопировать в архивные листы Normal, Fail1, Fail2, Fail3, ..., откуда результаты расчетов (стартовая масса $M_{ст}$, масса полезной нагрузки $M_{пг}$ и массовое совершенство μP) заносятся в сводную таблицу **Simulation** листа Construction. Здесь можно с учетом погрешности

расчетов и конструкторского резерва запросить пересчет $M_{\text{пг}}$ под заданное значение (Recalc payload).

Расчет эксплуатационной ВБР РД. Сведения об отказах и числе летных отработок (табл. 1, 2) собраны для всех модификаций РД по состоянию на 28 апреля 2026 г. Отказы РД предыдущего поколения суммируются с коэффициентом $\frac{1}{2}$ для учета проведенной работы по устранению дефектов. Оценки ВБР РД округлены до пяти знаков после запятой.

Таблица 1

Сведения о причинах и последствиях отказов РД в полете

РД	РН	Дата	Причина отказа	Последствия отказа
РД-171 [8]	Зенит-2	4.10 1990	Попадание масла в газовый тракт после турбины	Потеря полезной нагрузки и разрушение старта вследствие взрыва РД и падения РН
		20.05 1997	Дефект при изготовлении элемента конструкции двигателя (усталость прочности кронштейна)	АВД после потери телеметрии, потеря полезной нагрузки
РД-171М [8]	Зенит-3SL	30.07 2007	Попадание постороннего предмета внутрь кислородного насоса	Потеря полезной нагрузки вследствие взрыва РД
РД-0124 [12]	Союз-2.16	23.12 2011	Разрушение сопла двигателя вследствие дефекта паяного соединения	Потеря полезной нагрузки в результате АВД
РД-180 [13]	Атлас-5 401	23.03 2016	Неправильная работа регулятора тяги	Выключение РД первой ступени за 6 с до запланированного завершения работы компенсировано увеличением времени работы второй ступени

Таблица 2

Оценка эксплуатационной ВБР РД

РД	Отказы РД	Учет отказов	Отработки РД	ВБР РД и время работы			
РД-171М [14]	2 РД-171	$\frac{1}{2} + \frac{1}{2} + 1$	2	92	90 / 92	0,97826	150 с
РД-171МВ*	1 РД-171М	$\frac{1}{4} + \frac{1}{4} + \frac{1}{2}$	1	РД-170/171/М	91 / 92	0,98913	
РД-0124/ [15]	1		1	112	124/125	0,99200	300 с
РД-0124А	—			6**, 7			424 с
РД-180 [16]	1		1	114	113/114	0,99123	270 с
Примечание: * прогноз; ** уменьшенный УРМ-2.							

Пример оценки ВБР РН. В качестве иллюстрации ниже приведены оценки ВБР РН «Союз-5» [17]. Исходные данные для расчетов получены путем пересчета параметров блоков РН «Зенит-2» и «Энергия» в соответствии с размерами ступеней РН «Союз-5» [18, с. 15]. По компоновочной схеме автоматически построена сводная формула для расчета ВБР РН (13), представленная на рис. 2 в виде двух выражений для ВБР систем РН (1) и ВБР ДУ РН.

Без учета возможности компенсации отказов

$$P_{\text{РН}} = (P_{\text{пгсп}} P_{\text{рп}})^2 P_{\text{ср}} P_{\text{го}} P_{\text{су}} P_{171} P_{0124\text{МС}} = 94,63 \dots \mathbf{95,80\%}, \quad (13)$$

где $P_{\text{пгсп}} = 0,9995$, $P_{\text{рп}} = 0,9994$, $P_{\text{ср}} = 0,9995$, $P_{\text{го}} = 0,9976$, $P_{\text{су}} = 0,995$;

$$P_{171} = 0,97597 \dots 0,98798, \quad P_{0124\text{МС}} = P_{0124}^2 = 0,97947.$$

Значение P_{171} рассчитано по формуле (2) для диапазона от оценки эксплуатационной ВБР РД-171М до прогноза по РД-171МВ, где p и T берутся из табл. 2, а $t = 166$ вычислено по отношению РЗТ 395 300 кг к секундному расходу топлива. РД-0124МС состоит из двух независимо работающих блоков на базе агрегатов РД-0124. Вероятность безотказной работы каждого блока принята равной ВБР РД-0124/0124А, т. е. $P_{0124} = p^{t/T} = 0,98968$, $p_{0124} = 0,99200$, $t = 395$ вычислено для РЗТ = 66 000 кг, $T = 306$ с — среднее арифметическое взвешенное числом летных отработок РД со временем ~300 и ~424 с.

Оценка ВБР РН с компенсацией отказа. Расчет в LaunchModel показывает, что при отключении половины РД-0124МС с $t_{\text{нр}} = 216$ с активного участка второй ступени обеспечивается выведение 17,5 т на переходную орбиту 200 км, –200 км для довыведения с помощью ДУ ПН.

Расчет по приближенным формулам (6), (9) улучшает оценку (13):

$$P_{0124\text{МС}} = p_{0124}^{2t_{\text{нр}}/T} (1 - (1 - p_{0124}^{2t/T})(1 - \alpha)), \quad t = 395 - t_{\text{нр}}, \quad T = 306;$$

$P_{\text{РН}} = 95,30 \dots \mathbf{96,47\%}$ при $\alpha = 0,75$ и $P_{0124\text{МС}} = 0,98641$,

$P_{\text{РН}} = 95,44 \dots \mathbf{96,61\%}$ при $\alpha = 0,9$ и $P_{0124\text{МС}} = 0,98780$.

Расчет по точным формулам (5), (8), (13) учитывает возможность отключения РД-0124МС в результате ложного срабатывания САЗ [8, 19]: $P_{0124\text{МС}} = 0,98638$, $P_{\text{РН}} = 95,30 \dots \mathbf{96,47\%}$ при $\alpha = 0,75$ и $p_{\text{л}} = 0,99985^{t/T}$, $P_{0124\text{МС}} = 0,98774$, $P_{\text{РН}} = 95,43 \dots \mathbf{96,60\%}$ при $\alpha = 0,9$ и $p_{\text{л}} = 0,998^{t/T}$.

Обсуждение оценок ВБР. Можно предположить, что оценки ВБР РН по эксплуатационной ВБР РД существенно занижены из-за малого числа летных отработок РД-171 и РД-0124; лучшие оценки ВБР РД и ВБР РН могут быть получены по статистике стендовых испытаний РД. Согласно [20, с. 277], $P_{171} = 0,9985$ при доверительной вероятности 0,95. С аналогичной оценкой $P_{0124\text{МС}} = 0,9985$ получены:

$P_{\text{РН}} = 98,45 \%$ без учета возможности компенсации отказа,

$P_{\text{РН}} = 98,58 \%$ при $\alpha = 0,75$ и $p_{\text{л}} = 0,99985^{t/T}$,

$P_{\text{РН}} = 98,60\%$ при $\alpha = 0,9$ и $p_{\text{л}} = 0,998^{t/T}$.

Заключение. Предлагаемый программный комплекс разработан путем модернизации программы LaunchModel для расчета выведения в режимах компенсации отказов РД. Он упрощает подготовку данных для оценки ПН при компенсации отказов РД и автоматизирует оценку ВБР РН на основе накопленной статистики РД. Точность расчетов на основе подготовленных исходных данных обеспечивается методикой расчета ВБР.

Программный комплекс может применяться и модифицироваться под свои потребности непрограммирующим расчетчиком, освоившим работу в Excel. Например, так может проводиться расчет ВБР РН тяжелого и сверхтяжелого классов с нерасстыковываемыми в полете гидравлическими связями между блоками-модулями [18], проходящими летно-конструкторские испытания в составе РН «Союз-5».

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Как устроено космическое страхование — десять главных вопросов. *РБК Тренды*, 2021. URL: trends.rbc.ru/trends/industry/ 61a759259a79476cae99dc0 (дата обращения: 28.04.2026).
- [2] Zhang J., Fang Z., Dong W., Liu S., Chen D. A mission success probability assessment framework for phased-mission-systems using extended graphical evaluation and review technique. *Reliability Engineering & System Safety*, 2024, vol. 249, art. 110248. ISSN 0951-8320. DOI: 10.1016/j.ress.2024.110248
- [3] Komar D., Hoffman J., Olds A., Seal M. Framework for the Parametric System Modeling of Space Exploration Architectures. *AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition*. AIAA 2008-7845, September 2008.
- [4] *Официальный сайт программы LaunchModel* (Авторский сайт Кирилла Левина). URL: <http://geocities.ws/levinkirill/SpaceModel /rus/index.html> (дата обращения: 28.04.2026).
- [5] Суворов А. Проблема создания системы управления ракеты космического назначения сверхмалой размерности на базе MEMS-гироскопов. *Технологии и средства связи*, 2016, № 3 (114), с. 58–62.
- [6] Чванов В.К., Судаков В.С., Левочкин П.С. Современные жидкостные ракетные двигатели АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко». Состояние программ и перспективы (к 110-летию со дня рождения академика В.П. Глушко). *Космическая техника и технологии*, 2018, № 3 (22), с. 5–16.
- [7] Нестеров В.Е. *Космический ракетный комплекс Ангара. История создания*. В 2-х томах. Москва, Спектр, 2018, 1008 с.
- [8] Солнцев В.Л., Радугин И.С., Задеба В.А. Основные требования к маршевым двигателям перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса с жидкостными ракетными двигателями. *Космическая техника и технологии*, 2015, № 2 (9), с. 25–38.
- [9] Гаврелюк О.П., Кирсанов В.Г. Гарантийные запасы топлива для ракет космического назначения. *Космическая техника и технологии*, 2015, № 3 (10), с. 100–106.

- [10] Иванов В.П., Завадский В.К., Муранов А.А., Чадаев А.И., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г., Тропова Е.И. Терминальное управление движением центра масс и расходом топлива жидкостных ракет-носителей. *Автоматика и телемеханика*, 2023, № 10, с. 37–47. DOI: 10.31857/S0005231023100045
- [11] Муртазин Р.Ф., Иванов Г.М. *Способ выведения космического аппарата на целевую орбиту*. Пат. №2837937 С1 Российская Федерация, МПК В64Г 1/10, заявитель Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, заявл. 20.05.2024, опубл. 07.04.2025.
- [12] Воронежская марка. *Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева*. URL: www.khrunichev.ru/main.php?id=48&nid=2430 (дата обращения: 28.04.2026).
- [13] ULA Successfully Launches 7745 lb to ISS. ULA. URL: ulalaunch.com/ula-successfully-launches-oa-6.aspx (дата обращения: 28.04.2026).
- [14] RD-171. *Encyclopedia Astronautica*. URL: astronautix.com/r/rd-171.html (дата обращения: 28.04.2026).
- [15] Жидкостный ракетный двигатель РД-0124А. *Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева*. URL: www.khrunichev.ru/main.php?id=305 (дата обращения: 28.04.2026).
- [16] RD-180. *Encyclopedia Astronautica*. URL: astronautix.com/r/rd-180.html (дата обращения: 28.04.2026).
- [17] Ракета-носитель Союз-5. АО «ПКЦ Прогресс». URL: samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz5/ (дата обращения: 28.04.2026).
- [18] Каторгин Б.И., Лопота В.А., Левочкин П.С., Чванов В.К., Самитов Р.М., Соколов Б.А. [и др.]. Возможные конструктивно-технические решения по созданию кислородно-керосиновых ракет космического назначения тяжёлого и сверхтяжёлого классов. *Космическая техника и технологии*, 2022, № 1 (36), с. 5–20. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2022-1-5-20
- [19] Мартыросов Д.С., Гемранова Е.А., Каменский С.С., Елисеев Н.Д., Барашков И.С. Применение системы функциональной диагностики и системы аварийной защиты жидкостного ракетного двигателя при огневых испытаниях. *Вестник машиностроения*, 2024, т. 103, № 11, с. 898–901. DOI: 10.36652/0042-4633-2024-103-11-898-901
- [20] Булгаков Д.Г., Гусев В.Н., Клепиков И.А. Выбор принципиальной схемы кислородно-метановых ЖРД первой ступени для перспективных ракет-носителей. *Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*, 2016, № 33, с. 270–280.

Статья поступила в редакцию 27.01.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Шакиров Р.Н. Модернизация LaunchModel в программный комплекс для оценки полезной нагрузки и вероятности безотказной работы в режимах компенсации отказов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 9. EDN FPCCSS

Шакиров Рауль Нурович — канд. техн. наук по специальности «Системы автоматизации проектирования». Заведующий сектором информационных технологий в Институте машиноведения УрО РАН до 2021 года, с 2022 года работает в секторе нелинейной вихревой гидродинамики. Научные интересы включают разработку модульных программных систем со встроенными средствами развития, быстрое интерактивное прототипирование веб-сайтов и методы создания отказоустойчивого программного обеспечения. e-mail: raul@imach.uran.ru

Modernization of LaunchModel into a Software Package for Estimating Payload and Reliability in Failure Compensation Modes

© R.N. Shakirov

Institute of Engineering Science, Ural Branch of the Russian Academy of Sciences,
Yekaterinburg, 620049, Russian Federation

The problem of preliminary estimation of the launch vehicle reliability at the stage of selecting its configuration in accordance with specified requirements is considered. The method for solving the problem includes an assessment of the possibility of compensating for rocket engine failures at various ascent stages to deliver a specified payload to the target orbit. The calculation can be performed for a wide range of launch vehicles with tandem and parallel staging, taking into account the possibility of engine shutdown within several stages. The practical significance of the work lies in the possibility of rapid estimation of launch vehicle reliability based on data on the design or operational reliability of rocket engines and the coverage factor of the emergency protection system. The software package operates in the Excel environment and can be modified for a specific task without programming.

Keywords: reliability, phased-mission transportation system, tandem configuration, parallel configuration, rocket engine failure compensation, LaunchModel

REFERENCES

- [1] Kak ustroeno kosmicheskoe strakhovanie – desyat glavnykh voprosov [How space insurance works – ten key questions]. *RBK Trendy*, 2021. Available at: <https://trends.rbc.ru/trends/industry/61a759259a79476cae999dc0> (accessed April 28, 2026).
- [2] Zhang J., Fang Z., Dong W., Liu S., Chen D. A mission success probability assessment framework for phased-mission-systems using extended graphical evaluation and review technique. *Reliability Engineering & System Safety*, 2024, vol. 249, art. 110248. DOI: 10.1016/j.res.s.2024.110248
- [3] Komar D., Hoffman J., Olds A., Seal M. Framework for the Parametric System Modeling of Space Exploration Architectures. *AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition*. Reston, VA, AIAA, 2008, AIAA 2008-7845.
- [4] *Ofitsialnyy sayt programmy LaunchModel* (Avtorskiy sayt Kirilla Levina) [Official website of the LaunchModel program (Kirill Levin's author site)]. Available at: <http://geocities.ws/levinkirill/SpaceModel/rus/index.html> (accessed April 28, 2026).
- [5] Suvorov A. Problema sozdaniya sistemy upravleniya raket kosmicheskogo naznacheniya sverkhmaloy razmernosti na baze MEMS-giroskopov [The problem of creating a control system for ultra-small space launch vehicles based on MEMS gyroscopes]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*, 2016, no. 3 (114), pp. 58–62.
- [6] Chvanov V.K., Sudakov V.S., Levochkin P.S. Sovremennye zhidkostnye raketnye dvigateli AO “NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko”. Sostoyaniye programm i perspektivy (k 110-letiyu so dnya rozhdeniya akademika V.P. Glushko) [Modern liquid rocket engines of JSC “NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko”. Program status and prospects (to the 110th anniversary of Academician V.P. Glushko)]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2018, no. 3(22), pp. 5–16.

- [7] Nesterov V.E. *Kosmicheskiiy raketnyy kompleks Angara. Istoriya sozdaniya* [Angara space rocket complex. History of creation]. In 2 vols. Moscow, Remarco Publ., 2018, 1008 p.
- [8] Solntsev V.L., Radugin I.S., Zadeba V.A. Osnovnye trebovaniya k marshevym dvigatelyam perspektivnykh raket-nositeley sverkhtyazhelogo klassa s zhidkostnymi raketnymi dvigatelyami [Basic requirements for main engines of advanced super-heavy launch vehicles with liquid propellant rocket engines]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2015, no. 2 (9), pp. 25–38.
- [9] Gavrelyuk O.P., Kirsanov V.G. Garantiynye zapasy topliva dlya raket kosmicheskogo naznacheniya [Guaranteed fuel load for space launch vehicles]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2015, no. 3 (10), pp. 100–106.
- [10] Ivanov V.P., Zavadskiy V.K., Muranov A.A., Chadaev A.I., Kablova E.B., Klenovaya L.G., Tropova E.I. Terminalnoe upravlenie dvizheniem tsentra mass i raskhodovaniem topliva zhidkostnykh raket-nositeley [Terminal control of center of mass motion and propellant consumption in liquid-propellant rocket carriers]. *Avtomatika i telemekhanika — Automation and Remote Control*, 2023, no. 10, pp. 37–47. DOI: 10.31857/S0005231023100045
- [11] Murtazin R.F., Ivanov G.M. *Sposob vyvedeniya kosmicheskogo apparata na tselevuyu orbitu* [Method for inserting a spacecraft into a target orbit]. Patent RU 2837937 C1 Russian Federation, IPC B64G 1/10, applicant S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, appl. May 20, 2024, publ. April 7, 2025.
- [12] Voronezhskaya marka [Voronezh brand]. *Khrunichev State Research and Production Space Center*. Available at: <http://www.khrunichev.com> (accessed April 28, 2026).
- [13] United Launch Alliance Successfully Launches 7,745 Pounds of Cargo to International Space Station. ULA. *ULALaunch.com* Available at: https://www.ulalaunch.com/all_news_items/2016/03/22/united-launch-alliance-successfully-launches-7-745-pounds-of-cargo-to-international-space-station (accessed April 28, 2026).
- [14] RD-171. *Encyclopedia Astronautica*. Available at: <http://www.astronautix.com/r/rd-171.html> (accessed April 28, 2026).
- [15] Zhidkostnyy raketnyy dvigatel RD-0124A [Liquid rocket engine RD-0124A]. *Khrunichev State Research and Production Space Center*. Available at: <http://www.khrunichev.com/main.php?id=305> (accessed April 28, 2026).
- [16] RD-180. *Encyclopedia Astronautica*. Available at: <http://www.astronautix.com/r/rd-180.html> (accessed April 28, 2026).
- [17] Raketa-nositel Soyuz-5 [SOYUZ-5 Launch Vehicle]. *JSC SRC Progress*. Available at: https://en.samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz5/ (accessed April 28, 2026).
- [18] Katorgin B.I., Lopota V.A., Levochkin P.S., Chvanov V.K., Samitov R.M., Sokolov B.A., et al. Vozmozhnye konstruktsionno-tekhnicheskie resheniya po sozdaniyu kislorodno-kerosinovykh raket kosmicheskogo naznacheniya tyazhelogo i sverkhtyazhelogo klassov [Possible engineering design solutions for development of heavy and super-heavy oxygen-kerosene space rocket]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2022, no. 1 (36), pp. 5–20. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2022-1-5-20
- [19] Martirosov D.S., Gemranova E.A., Kamenskiy S.S., Eliseev N.D., Barashkov I.S. Primenenie sistemy funktsional'noy diagnostiki i sistemy avariynoy zashchity zhidkostnogo raketnogo dvigatelya pri ognevnykh ispytaniyakh [Application of the functional diagnostics system and the emergency protection system of a liquid

rocket engine during fire tests]. *Vestnik mashinostroeniya — Russian Engineering Research*, 2024, vol. 103, no. 11, pp. 898–901.
DOI: 10.36652/0042-4633-2024-103-11-898-901

- [20] Bulgakov D.G., Gusev V.N., Klepikov I.A. Vybór printsipial'noy skhemy kislorodno-metanovykh ZhRD pervoy stupeni dlya perspektivnykh raket-nositeley [Selection of the basic design of oxygen-methane liquid rocket engines for the first stage of advanced launch vehicles]. In: *Trudy NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko — Proceedings of NPO Energomash named after Academician V.P. Glushko*, 2016, no. 33, pp. 270–280.

Shakirov R.N., Cand. Sc. (Eng.) in “Design Automation Systems”. Head of the Information Technology Sector at the Institute of Engineering Science of the Ural Branch of the Russian Academy of Sciences until 2021; since 2022, has been working in the Sector of Nonlinear Vortex Hydrodynamics. Research interests include the development of modular software systems with built-in development tools, rapid interactive website prototyping, and methods for creating fault-tolerant software. e-mail: raul@imach.uran.ru