

УДК 629.762.2
DOI 10.22213/2413-1172-2017-3-13-18

С. Н. Храмов, доктор технических наук, профессор, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова

РЕТРОСПЕКТИВНАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВИРТУАЛЬНЫХ АНАЛОГОВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Стандарт [1], определяющий порядок разработки сложных технических изделий, к которым относятся ракеты, требует анализа данных, материалов и результатов как ранее проведенных исследований и реализованных проектов, так и последних достижений науки и техники, в том числе по зарубежным аналогам.

На создание баллистических ракет как транспортных средств обеспечивающих максимально быструю доставку полезной нагрузки на заданную дальность, затрачены значительные материальные и интеллектуальные средства. Поэтому актуальной задачей является сохранение полученного путем проб и ошибок опыта, отработанных проектных и технических решений, позволивших создать оптимальные в определенных смыслах ракеты. Одним из традиционных решений является архивное хранение конструкторской и технологической документации, а также образцов изделий. Если по объективным причинам это не было сделано, необходимо в ходе специальных исследований определить возможные значения проектных и конструктивных параметров ранее созданных ракет, как отечественных, так и зарубежных. Наиболее подходящим для этих целей является метод ретроспективной идентификации,

заключающийся в имитационном моделировании исследуемых ракет с последовательной детализацией их параметров.

По результатам ретроспективной идентификации создается база данных, полнота которой определяется глубиной проведенных исследований. Эта информация может использоваться в различных аспектах: при анализе аналогичных ракет в процессе их модернизации, при разработке новых образцов, при подготовке специалистов.

Для такой работы необходимы имитационные модели различного уровня, позволяющие проводить идентификацию соответствующих параметров исследуемых объектов. Методика ретроспективной идентификации отрабатывается на объектах, параметры которых либо известны, либо получены в ходе расчетов по известным математическим моделям.

По аналогии с [2] структура ретроспективной идентификации баллистической ракеты представлена на рис. 1.

В первую очередь необходимо разрешить возможные противоречия в исходных данных, опираясь на уравнение существования, функционально-структурная схема которого на примере ракеты с ЖРД представлена на рис. 2.

1 Описание объекта	2 Моделирование объекта			3 Расчет объекта								
1.1 ФСС Функционально-структурная схема объекта	2.1 РС Расчетная схема объекта	2.2 ММ Математическая модель объекта	2.3 КМ Компьютерная модель объекта (программа)	3.1 ПЭ Планирование эксперимента: ранговый анализ факторов, план вычислительного эксперимента								
1.2 ККС Конструктивно-компоновочная схема объекта	ДИ Доступная информация (справочники, монографии, интернет) Баллистическая ракета Redstone (США) Компоненты основного топлива: жидкий кислород и этиловый спирт (75%)			3.2 РМ Результаты моделирования: таблицы, графики, математическая модель идентификации								
1.3 ПРС Предельные расчетные случаи: жизненный цикл				3.3 ЗР Заключение по результатам расчета объекта								
Тактико-технические характеристики												
Табличные		Эксплуатационные		Технические								
Год	Возв., кг	Исп., кг	Спл., кг	Давл., м	Х _т , м	L _т , м	Вз., кг/с	η, с	ρ, МПа	G, кг/с	I _с , м/с	[1]
1954	350		27650	1,77	19,2		354	120				[1]
1955							333,6	155	2,19		2505	[13]
[1] Милка Н. Ракетостроение. Расчеты. Лeningrad, 1968. 428 pp. [13] The Redstone Engine URL: www.airahistory.org/Miscellaneous/USSRC-USSRC_Redstone.shtml (дата обращения: 13.01.17)												

Рис. 1. Структура ретроспективной идентификации. ДИ – доступная по различным источникам информация о прототипе (табл. 1), должна проверяться на сочетаемость параметров и характеристик исследуемой ракеты

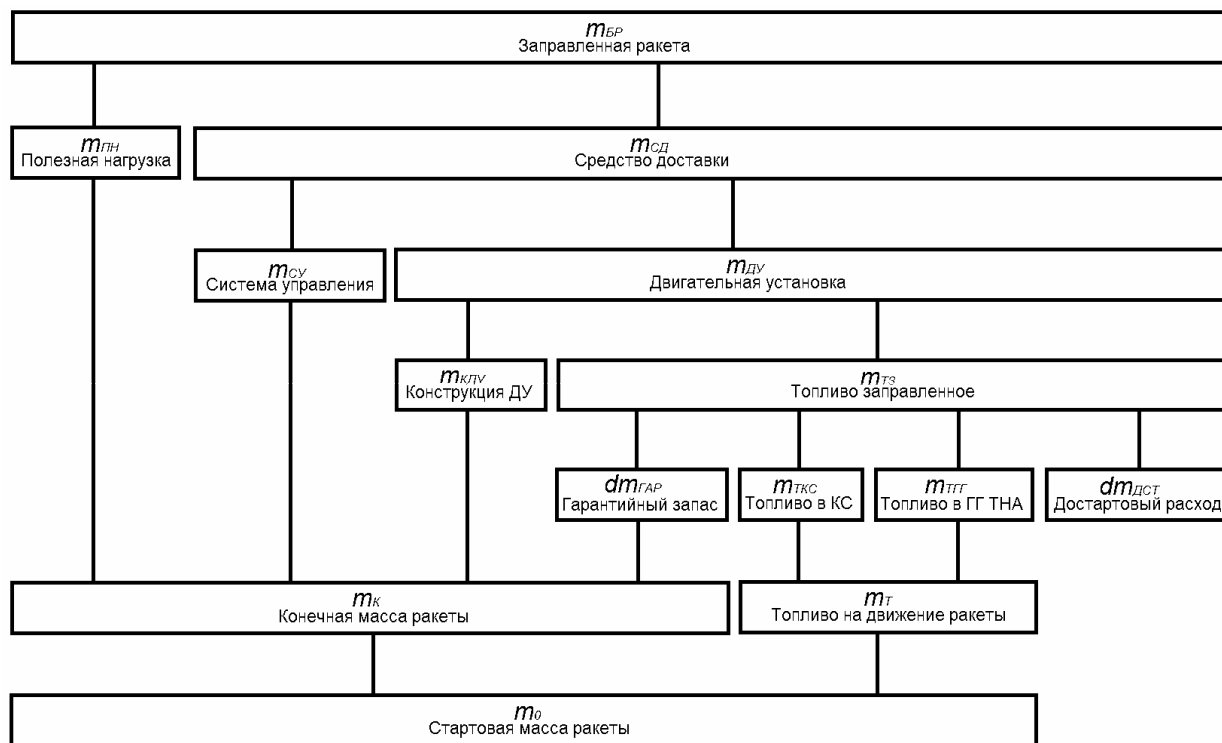


Рис. 2. Функционально-структурная схема уравнения существования ракеты с ЖРД

Эта схема применима и к ракете с РДТТ, если исключить «Гарантийный запас» топлива и заменить «Топливо в ГГ ТНА» на «Топливо на управление».

Конструктивно-компоновочные схемы одноступенчатых баллистических ракет не отличаются разнообразием. Обычно это расположенные последовательно головная часть (полезная нагрузка), приборный отсек, топливный отсек, ракетный двигатель, хвостовой отсек с органами пассивной стабилизации.

Предельными расчетными случаями будут: работа двигательной установки до полного израсходования топлива (стрельба на максимальную дальность); скорость ракеты в конце вертикального участка траектории (при начале программного разворота ракеты по углу тангажа); число Маха при окончании программного разворота. При решении тепловых задач могут рассматриваться скоростные напоры набегающего потока на активном участке (при расчете передней кромки оперения) и на пассивном участке (при расчете обтекания головной части).

Расчетная схема баллистической траектории для ракеты с вертикальным стартом предполагает следующие элементы: вертикальный участок, на котором ракета набирает скорость, достаточную для начала программного разворота; программный разворот, в процессе которого отрабатываются две программы – по углу атаки и по углу тангажа; полет при постоянном угле тангажа до получения скорости, обеспечивающей заданную дальность; свободный полет по баллистической траектории после выключения двигателя или после отделения головной части.

Математическая модель в простейшем случае представляется системой обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс ракеты в стандартной атмосфере. Конкретная реализация в компьютерной программе зависит от среды программирования. Для идентификации баллистических характеристик одноступенчатых ракет в [3] детально описана программа, ориентированная на использование пакета *MatCAD*. Ее структура представлена на рис. 3.

Введение в математическую модель факторов, определяющих не только проектные, но также технические, эксплуатационные и конструктивные параметры ракет, позволяет получить детальное описание виртуальных аналогов прототипов ракет. Примером является детальный анализ эволюционного развития семейств ракет – «потомков» ракеты V-2 [4, 5, 6].

Однако и простейшие модели позволяют провести идентификацию областей вероятных значений проектных параметров и технических характеристик ракет при наличии опорных значений хотя бы основных параметров [7, 8].

Например, анализ информации по ракете *Redstone* (см. табл. 1) показывает границы возможных значений (минимальные и максимальные). Проверка на совместимость характеристик по имитационной модели баллистики показывает на возможность существования по крайней мере трех вариантов виртуальных аналогов, отличающихся разными массами головных частей (табл. 2).

Пример идентификации виртуальных аналогов одноступенчатых ракет на основе найденной в интернете информации представлен в табл. 3, 4, 5.

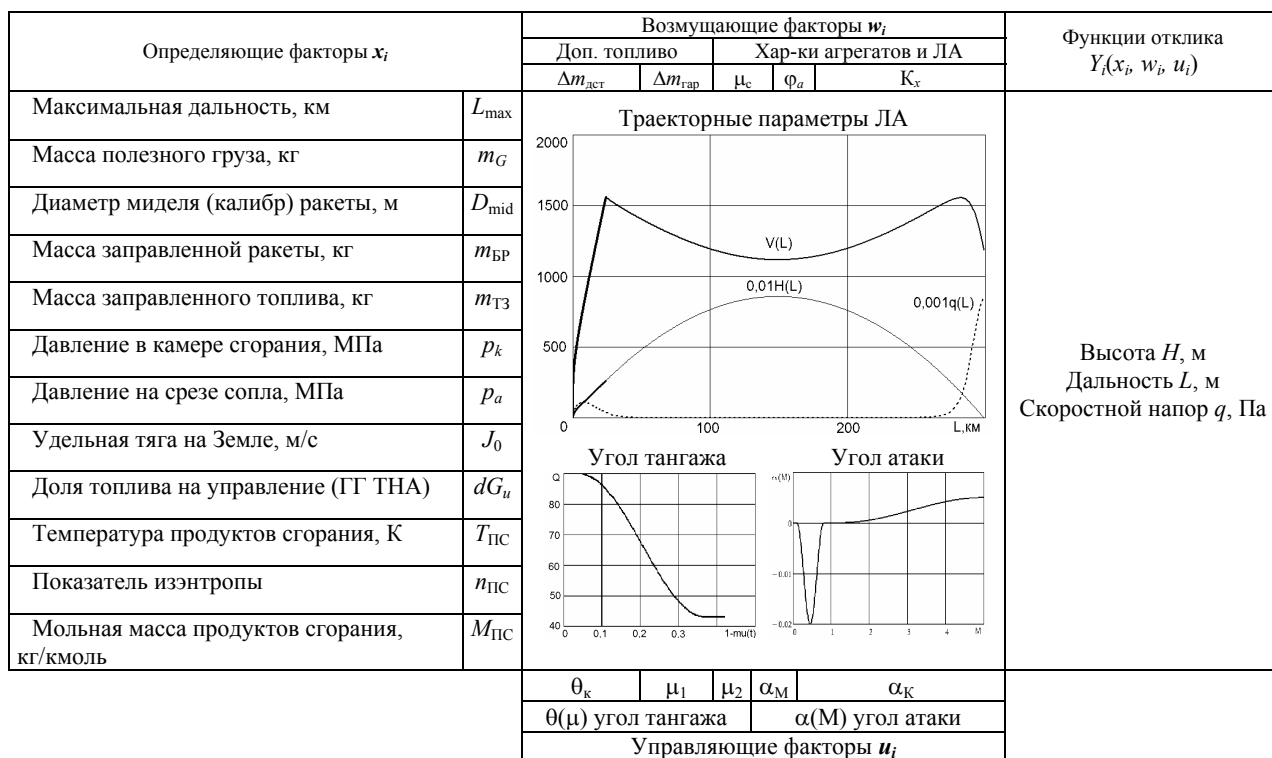


Рис. 3. Структура программы «Баллистика»

Таблица 1. Пример бланка ДИ (данные источников)

Тактико-технические характеристики баллистической ракеты Redstone (США)

Год	Тактические		Эксплуатационные					Технические					[Источник]
	L_{max} , км	$m_{ПС}$, кг	$m_{БР}$, кг	$m_{ТЗ}$, кг	D_{mid} , м	X_T , м	$L_{орз}$, м	R_0 , кН	τ , с	p_k , МПа	G , кг/с	J_0 , м/с	
1954	350		27650		1,77	19,2		354	120				[1]
1953	324	2856	27790		1,78	21,1	3,66	333,5					[2]
1953	370	3000											[3]
		1300	29940				3,95						[4]
1958	800	1360	24000	18000	1,83	19,3			140		136	2360	[5]
	320												[5]
		2900											[6]
1953	400	680	28000			21,1	3,65	345	110				[7]
1952	373		27800		1,78	21,1		347					[8]
								347	155				[9]
1954	300	5000	18000		1,8	21,2		289					[10]
	400	680	28000		1,73	21,1	3,65	345	110				[11]

[1] Mielke H. Raketentechnik. Raumfahrt. Leipzig, 1968. 428 pp.
 [2] Баллистическая ракета малой дальности REDSTONE (SSM-A-14) // URL: mass-destruction-weapon.blogspot.ru/2014/04/redstone-ssm-14.html (дата обращения 24.12.16).
 [3] Марков А.Е., Маркова О.А. Дорога к Луне // Авиация и космонавтика. 2002. № 3. С. 22–27.
 [4] Александров С. Из боевых – в пилотируемые // Техника – молодежи. 2004. №1. С. 16–17.
 [5] Баллистическая ракета Redstone // URL: http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/redstone/redstone.shtml (дата обращения 24.12.16).
 [6] Баллистическая ракета Redstone (USA) // URL: http://www.dogswar.ru/artilleria/raketnoe-oryjje/7472-baUisticheskaia-rak.html (дата обращения 24.12.16).
 [7] Баллистическая ракета PGM-11 Redstone (США) // URL: http://www.dogswar.ru/arCilleria/raketnoe-oryjje/7472-ballisticheskaia-rak.html (дата обращения 24.12.16).
 [8] PGM-11 Redstone // URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/PGM-11_Redstone (дата обращения 24.12.16).
 [9] Redstone (Ракета) // URL: https://wikipedia.qwika.com/en2ru/Redstone_%28rocket%29 (дата обращения 24.12.16).
 [10] Первая американская баллистическая ракета // URL: www.planeta-zemla.info/amkos_09.html (дата обращения 24.12.16).
 [11] Данные ракеты «Редстоун» // URL: www.e-reading.mobi/chapternphp/1002715/28/Shirokorad_Aleksandr_-_Atomnyy_taran_XX_veka.html (дата обращения 24.12.16).

Таблица 2. Виртуальные аналоги ракеты Redstone

Характеристики	Тактические		Эксплуатационные				Технические				
	Параметры	L , км	$m_{пн}$, кг	m_0 , кг	m_T , кг	D_m , м	X_p , м	R_0 , кН	τ , с	p_k , МПа	G , кг/с
Min	320	680	18000	16881	1,73	19,2	334	110	2,19	136	2305
Max	400	3000	29940	21000	1,83	21,2	350	140	2,41	155	2360
Виртуальный аналог 1	372	680	27320	19350	1,77	19,2	347	120	2,4	155	2305
Виртуальный аналог 2	324	1360	28000	19350	1,77	21,1	347	120	2,4	155	2305
Виртуальный аналог 3	241	2860	29500	19350	1,77	21,2	347	120	2,4	155	2305

Таблица 3. Виртуальные аналоги баллистических ракет на криогенных ЖРТ

Характеристики	Тактические		Эксплуатационные				Технические					Топливо
	Ракета	L , км	$m_{пн}$, кг	m_0 , кг	m_T , кг	D_m , м	X_p , м	R_0 , кН	τ , с	p_k , МПа	G , кг/с	
Viking-12	230	400	6800	4890	1,14	13	107	100	2,6	48,9	2060	O _{2Ж} + Спирт-75
P-1	270	1000	13400	9645	1,65	14,6	267	65	1,59	128	1990	O _{2Ж} + Спирт-75
V-2	300	1000	12963	8796	1,65	14,3	250	68	1,425	125	2000	O _{2Ж} + Спирт-75
Redstone	370	1600	27650	20100	1,77	21,1	320	130	3,56	154	2240	O _{2Ж} + Спирт-75
Viking-1	420	200	4400	3425	0,81	14,0	100,7	70	1,8	48,9	2060	O _{2Ж} + Спирт-75
P-2	600	1500	20416	15548	1,65	17,65	367	85	2,12	180	2060	O _{2Ж} + Спирт-92
GSS-1	1100	1000	25000	20500	1,6	21	687	70	4,2	295	2330	O _{2Ж} + Керосин
P-5	1200	1520	27000	23000	1,65	20,75	381	120	2,39	195	2100	O _{2Ж} + Спирт-92
Jupiter	3000	1600	49885	45000	2,67	18,4	667	170	4,2	265	2520	O _{2Ж} + Керосин
Blue Streak	4800	1820	103000	95100	3,05	18,75	1400	168	4,2	567	2470	O _{2Ж} + Керосин
Thor	4879	1500	48600	45000	2,44	19,8	781	150	4,5	300	2603	O _{2Ж} + Керосин

Таблица 4. Виртуальные аналоги баллистических ракет на высококипящих ЖРТ

Характеристики	Тактические		Эксплуатационные				Технические					Топливо
	Ракета	L , км	$m_{пн}$, кг	m_0 , кг	m_T , кг	D_m , м	X_p , м	R_0 , кН	τ , с	p_k , МПа	G , кг/с	
Lans	115	300	1280	700	0,56	6,17	20	75	2,3	9,3	2150	КДАК + НДМГ
Corporal	125	720	5130	3335	0,76	13,8	112,8	55	3,2	60	1900	КДАК + НДМГ
P-11M	150	950	5400	3410	0,88	10,4	81,4	90	2,5	38	2140	АК-20 + Т-1
Black Knight	250	300	4200	2940	1,00	10,5	74,5	86	4,2	33,8	2200	H ₂ O ₂ + Керосин
P-11	270	690	5409	3334	0,88	10,42	81,4	87	2,36	38,07	2138	АК-20 + Т-1
P-17	300	989	5840	3771	0,88	11,2	130,5	64	6,8	57,8	2254	АК-27 + ТМ-185
Emeraude	400	395	18200	12440	1,4	17,93	275	90	1,8	138	1990	БДАК + Скипидар
P-13	600	1598	13745	10006	1,3	11,8	252,3	87	4,3	115	2200	АК-27 + ТГ-02
P-21	1420	1179	18653	15600	1,3	14,2	392,4	90	7,3	172	2280	АК-27 + ТГ-02
P-12	1800	1630	41700	36400	1,65	22,8	584	136	3,92	265	2197	АК-27 + ТМ-185
P-27	2500	650	14200	12900	1,5	9,1	350	96	12	133	2620	АТ + НДМГ
GSS-2	2800	2000	50000	45000	2,44	23,0	2748	40	7,2	1100	2500	АТ + НДМГ
P-14	3600	2155	86000	79300	2,4	24,3	1352	140	7,35	560	2413	АК-27 + НДМГ

Таблица 5. Виртуальные аналоги баллистических ракет с РДТТ

Характеристики	Тактические		Эксплуатационные				Технические				
	Ракета	L , км	$m_{пн}$, кг	m_0 , кг	m_T , кг	D_m , м	X_p , м	R_0 , кН	τ , с	p_k , МПа	G , кг/с
Topaze	100	1000	3405	1500	0,8	7,85	120	30	5	50	2370
Pluton	120	455	2500	1400	0,65	7,59	92	30	6	46,6	2100
Точка-У	120	482	2010	1070	0,65	6,41	96	28	6	38,2	2513
Sergeant	140	720	4536	2700	0,787	10,5	196	26	3,5	104	1925
Ладога	150	420	2500	1400	0,56	8,6	115	26	3,5	53,8	2160
Абдали	200	500	2780	1750	0,56	9,75	87	46	6	38	2300
Zelzal-2	200	600	2600	1530	0,61	9,2	80	40	5,5	38	2280
Ока	270	989	4500	3400	0,97	7,52	190	40	4,0	85	2430
Искандер-Э	280	480	3800	2700	0,92	7,72	181	30	6,0	90	2250
DF-11	300	800	4200	2700	0,80	8,75	95	60	5,6	45	2340
DF-15	600	500	6200	4450	1,00	9,1	210	50	6	89	2380
Агни-1	700	1000	12000	9200	1,20	12	230	91	5,6	101	2330

Тактические характеристики представленных ракет наглядно демонстрирует диаграмма «Масса полезной нагрузки – максимальная дальность» (рис. 4).

Несмотря на значительный разброс тактических характеристик, некоторые проектные параметры баллистических ракет подчиняются общим закономерностям. Для ракет с ЖРД это относительная

масса топлива (доля топлива в заправленной ракете, рис. 5) и относительная масса конструкции двигательной установки (отношение «сухой» массы двигательной установки к массе заправленного топлива, рис. 6).

Средние значения отмеченных параметров определены для всех рассмотренных ракет с ЖРД.

Минимальные значения соответствуют лучшим (на время создания) образцам ракет. Эти данные аппроксимированы полиномами, которые можно использовать при назначении границ поисковых исследований при разработке новых или модерни-

зации существующих ракет. В этих случаях средние значения могут соответствовать максимальным значениям параметров, минимальные – могут стать центральным значением факторного пространства.

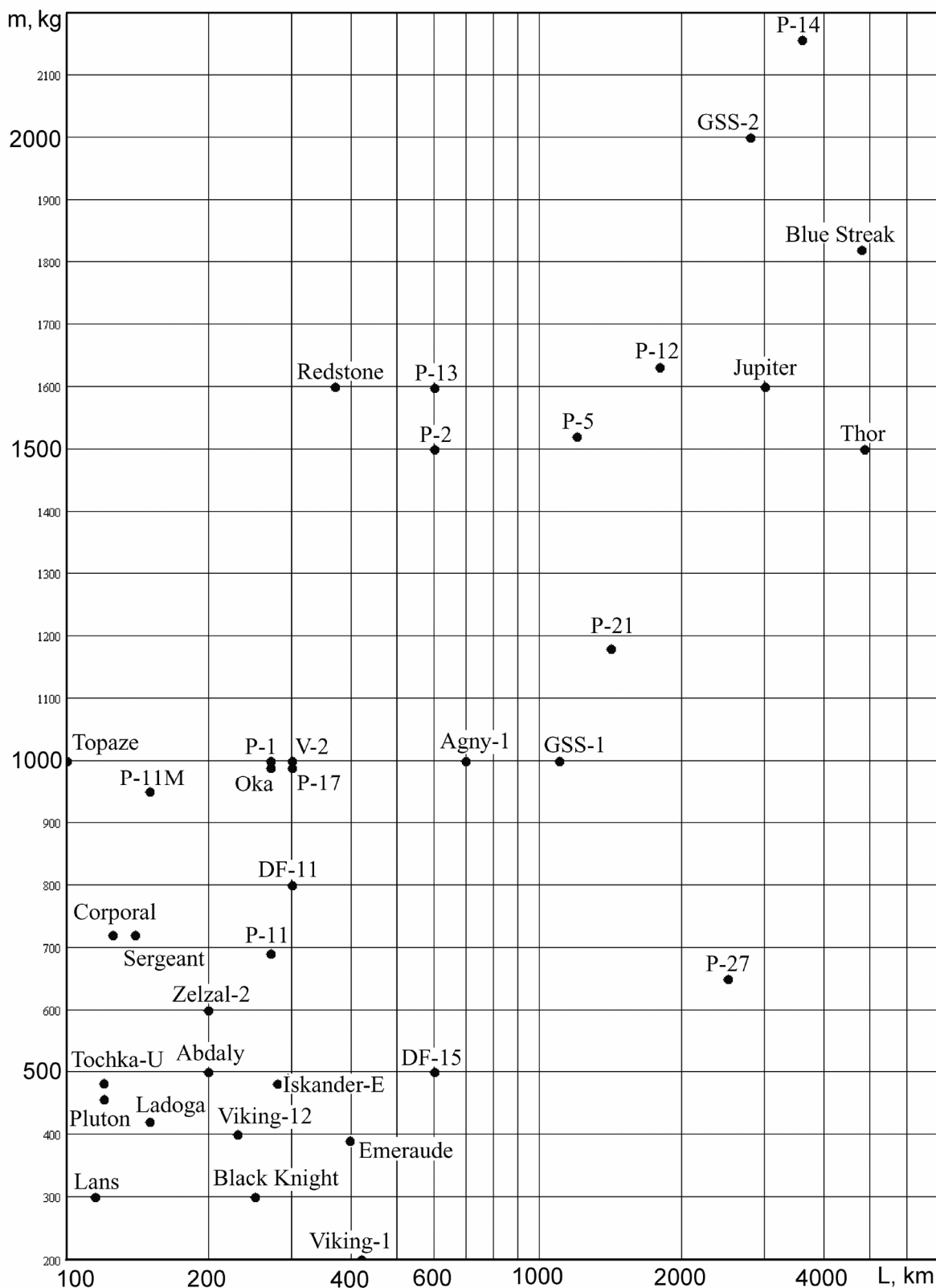


Рис. 4. Диаграмма «Масса полезной нагрузки – максимальная дальность»

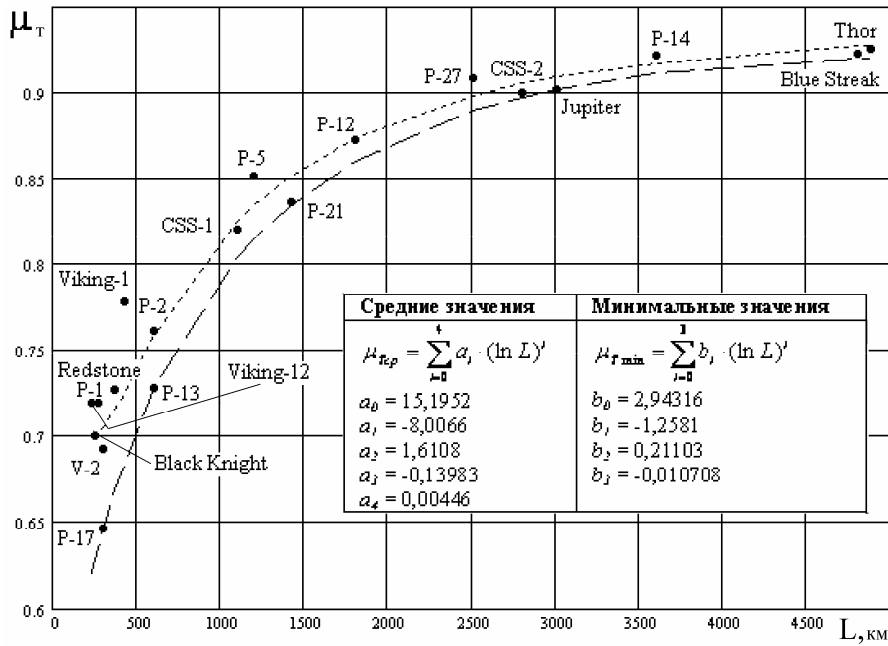


Рис. 5. Относительная масса топлива как функция максимальной дальности

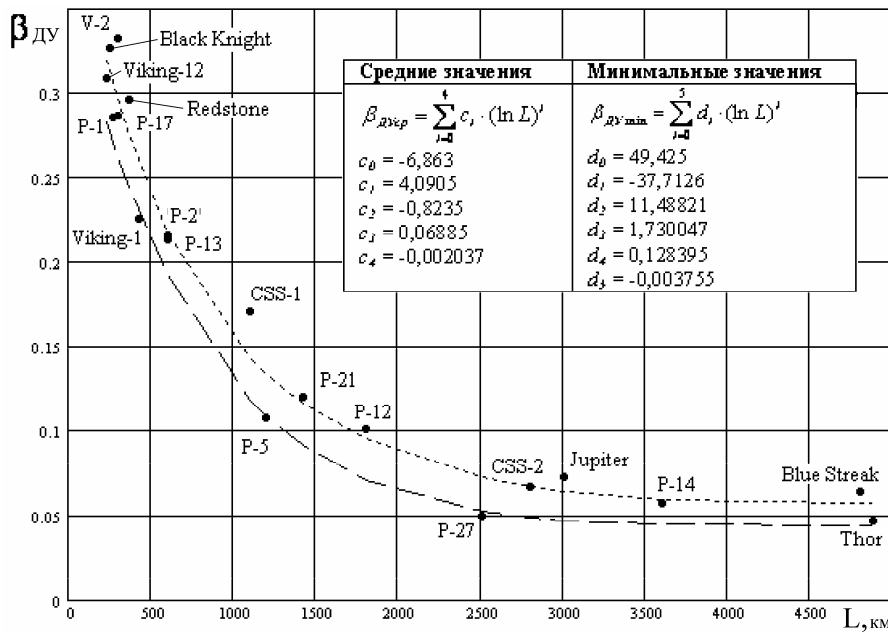


Рис. 6. Относительная масса конструкции как функция максимальной дальности

Библиографические ссылки

- ГОСТ РВ 15.203–2001. Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Порядок выполнения опытно-конструкторских работ по созданию изделий и их составных частей. Основные положения.
- Храмов С. Н. Структура расчетного обеспечения проектных и конструкторских работ // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. – 2015. – № 4(68). – С. 13–16.
- Идентификация проектных параметров баллистических ракет : учеб. пособие / В. Н. Гринберг, В. Г. Толмачев, С. Н. Храмов, Б. А. Якимович. – Ижевск : Изд-во ИжГТУ, 2002. – 180 с.
- Ардьшева Е. В. Роль идентификации конструктивных параметров в процессе разработки летательного аппарата // Итоги диссертационных исследований : сб. трудов. – М. : РАН, 2003. – С. 3–14.

- Ардьшева Е. В. Анализ эволюционного развития сложного технического объекта методом идентификации его параметров : дис. ... канд. техн. наук. – Ижевск, 2004. – 144 с.
- Храмов С. Н. Имитационное моделирование технических систем в учебном процессе // Наука и технология : Избранные труды российской школы [К 70-летию Г. П. Вяткина]. – М. : РАН, 2005. – С. 664–675.
- Идентификация проектных параметров баллистических ракет.
- Баллистические ракеты с РДТТ : учеб. пособие / В. Н. Гринберг, Р. Ф. Кузин, С. Н. Храмов, Б. А. Якимович. – Ижевск : Изд-во ИжГТУ, 2004. – 204 с.