

Методический подход к оцениванию кинематических параметров движения ракеты космического назначения на основе обработки статистических данных результатов пусков

Methodical approach to the estimation of kinematic parameters of the motion of a space rocket based on the processing of statistical data of the results of launches

Кротова / Krotova L.

Людмила Владимировна
(blv1984@bk.ru)

1 Государственный испытательный космодром
МО РФ (1 ГИК МО РФ),
научный сотрудник научно-испытательного центра.
г. Мирный Архангельской обл.

Груздев / Gruzdev N.

Николай Валентинович
(vka@mil.ru)

кандидат военных наук, доцент.
ФГБВОУ ВО «Военно-космическая академия
имени А. Ф. Можайского» МО РФ
(ВКА имени А.Ф. Можайского),
старший научный сотрудник.
г. Санкт-Петербург

Исупов / Isupov A.

Александр Анатольевич
(vka@mil.ru)

ВКА имени А. Ф. Можайского,
старший научный сотрудник.
г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: ракета космического назначения – space rocket; статистические данные пусков – launch statistics; полезная нагрузка – payload; кинематические параметры – kinematic parameters.

В статье рассмотрен методический подход, позволяющий получить апостериорную оценку кинематических параметров движения ракеты космического назначения с учетом статистики пусков. Оценивание проводится на основе полных вариаций кинематических параметров, полученных по результатам обработки внешнетраекторной информации и информации навигационной аппаратуры потребителей всех пусков одного типа ракеты космического назначения.

The article considers a methodological approach that allows to obtain a posteriori assessment of the kinematic parameters of the motion of a space rocket, taking into account the launch statistics. The evaluation is carried out on the basis of full variations of kinematic parameters obtained from the results of processing of external trajectory information and information of navigation equipment of consumers of all launches of the same type of space rocket.

Введение

Статистическая неопределенность основных летных характеристик ракеты космического назначения (РКН) приводит к уменьшению ее полезной нагрузки. Это объясняется тем, что последняя ступень РКН должна иметь гарантированный запас топлива, достаточный для компенсации разброса весовых характеристик всех ступеней РКН. Оценивание энергетических характеристик РКН является обязательной составной частью общего анализа пуска РКН.

Существующие методики [1] позволяют оперативно до момента пуска оценить энергетические возможности РКН по выведению полезного груза относительно номинальных весов конструкции РКН и номинальных условий заправки компонентами топлива.

В развитие методических подходов к оцениванию энергетических характеристик РКН целесообразно получить апостериорную оценку кинематических параметров движения РКН с учетом статистики пусков, что позволит рассчитывать границы допусков полных вариаций кинематических параметров движения РКН, а также производить расчеты при

организации оперативного поиска отделяемых частей РКН.

Формализованная постановка задачи

Определение отклонений полных вариаций кинематических параметров и проверка выполнения тактико-технических требований (ТТТ) осуществляется на основе опытно-теоретических оценок математического ожидания и среднеквадратического отклонения (СКО) ошибок, получаемых в результате сравнения статистических оценок математического ожидания и СКО с их расчетными значениями. При проверке выполнения ТТТ по допустимым отклонениям полных вариаций кинематических параметров определяется уровень фактической надежности их выполнения, соответствующий числу пусков РКН, результаты которых приняты в обработку.

Исходными данными для определения статистических оценок являются отклонения полных вариаций кинематических параметров, полученных по результатам обработки внешнетраекторной информации (ВТИ), информации навигационной аппаратуры потребителей (НАП) всех пусков РКН одного типа. Принимается, что все контролируемые параметры и ошибки их измерения в каждом пуске РКН являются независимыми случайными величинами, подчиненными нормальному закону распределения.

Ошибки, полученные в различных условиях пусков, сводят для статистической обработки в одну выборку путем приведения к «единым» (или заданным) условиям пуска, которые характеризуются расчетными значениями СКО ошибок. Под «едиными» условиями пусков следует понимать такие условия, при которых расчетные значения СКО одинаковы. Статистической обработке подвергаются выборки с числом пусков не менее тринадцати ($n \geq 13$).

Оценивание отклонений полных вариаций кинематических параметров на моменты функциональных команд циклограммы полета проводится отдельно и независимо с использованием одних и тех же зависимостей, приведенных далее в методике. При этом для наиболее точного прогнозирования точек падения (ТП) отделяемых частей (ОЧ) ракеты-носителя (РН) при послепусковом анализе полных вариаций кинематических параметров движения ОЧ РН на момент отделения (помимо уже учтенных в системе управления РН возмущающих факторов), учитываются отклонения, обусловленные следующими возмущениями в конце активного участка полета [2, 3]:

- разбросом момента времени разделения;
- влиянием импульса после отделения ОЧ РН.

Исходными данными для оценивания отклонений полных вариаций кинематических параметров по предлагаемой методике являются контролируемые параметры ВТИ, полученные в результате обработки информации НАП.

Оценивание производится путем анализа разностей действительных параметров движения, полученных по данным ВТИ $q_i^{\text{ВТИ}}(t)$ и их расчетных значений $q_i^{\text{РАСЧ}}(t)$, представленных в баллистической документации.

$$\Delta q(t) = q_i^{\text{ВТИ}}(t) - q_i^{\text{РАСЧ}}(t), \quad (1)$$

где $q_1 = \Delta V_x, q_2 = \Delta V_y, q_3 = \Delta V_z, q_4 = \Delta X, q_5 = \Delta Y, q_6 = \Delta Z$ – отклонения полных вариаций параметров движения в инерциальной геоцентрической системе координат (ИГСК) $OXYZ$, центр которой находится в центре Земли, а оси OX, OY, OZ соответственно параллельны осям O_cX, O_cY, O_cZ инерциальной стартовой системы координат (ИССК).

Под ИССК понимается неподвижная в инерциальном пространстве декартова система координат, центр которой O_c в момент начала полетного участка программы бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК) совпадает с расчетной точкой старта, ось O_cY направлена по нормали к поверхности общеземного эллипсоида (ОЗЭ) в точке старта, ось O_cX в плоскости, касательной к ОЗЭ, образует угол A (азимут) с плоскостью меридиана расчетной точки старта, ось O_cZ дополняет систему до правой [4, 5].

Определение статистических характеристик полных вариаций кинематических параметров движения на моменты времени прохождения основных функциональных команд

Расчет апостериорной оценки кинематических параметров движения РКН с учетом статистики пусков по предлагаемой методике проводится в два этапа. В качестве прототипа в расчетах используются характеристики трехступенчатой РН среднего класса «Союз-2».

На первом этапе определяется статистическая оценка характеристик полных вариаций кинематических параметров движения РКН. При этом величина погрешности средств измерений НАП принимается равной 0.

Для оценивания статистических данных требуется построить доверительный интервал для оценки математического ожидания величины и q_i оценки СКО, соответствующий доверительной вероятности $\beta = 0,9973$, как наиболее полно охватывающий всю выборку кинематических параметров. При решении этой задачи воспользуемся тем, что величина M_i представляет собой сумму n независимых, одинаково распределенных случайных величин q_i и, согласно центральной предельной теореме, при достаточно большом n ее закон распределения близок к нормальному [6]. На практике даже при относительно небольшом числе слагаемых (порядка 10–20) закон распределения суммы можно приближенно считать нормальным. Будем исходить из того, что величина

Таблица 1

Значения коэффициентов доверительной вероятности t_{β}

β	t_{β}	β	t_{β}	β	t_{β}	β	t_{β}
0,8	1,282	0,86	1,475	0,91	1,694	0,97	2,169
0,81	1,310	0,87	1,513	0,92	1,750	0,98	2,325
0,82	1,340	0,88	1,554	0,93	1,810	0,99	2,576
0,83	1,371	0,89	1,597	0,94	1,880	0,9973	3,000
0,84	1,404	0,90	1,643	0,95	1,960	0,999	3,290
0,85	1,439			0,96	2,053		

Таблица 2

Значения $q=q(Y, n)$

Выборка измерений n	Доверительная вероятность Y		
	0,95	0,99	0,999
1
...
13	0,52	0,83	1,33
14	0,48	0,78	1,23
15	0,46	0,73	1,15
16	0,44	0,70	1,07
17	0,42	0,66	1,01
18	0,40	0,63	0,96
19	0,39	0,60	0,92
20	0,37	0,58	0,88
25	0,32	0,49	0,73
30	0,28	0,43	0,63

q_i распределена по нормальному закону, получим МО, дисперсию и СКО полных вариаций кинематических параметров движения:

$$M_i = \frac{1}{n} \sum_1^n q_i, \tag{2}$$

$$D = \frac{1}{n-1} \sum_1^n (q_i - M_i)^2, \tag{3}$$

$$\sigma = \sqrt{D/n}, \tag{4}$$

где M_i – математическое ожидание отклонений полных вариаций кинематических параметров движения;

D – дисперсия;

σ – СКО (определяется согласно теореме Чебышева).

Доверительный интервал МО определяется по формуле:

$$I_\beta = (M_i - t_\beta \sigma; M_i + t_\beta \sigma), \tag{5}$$

Доверительный интервал для СКО определяется аналогично доверительному интервалу МО:

$$I_\beta = (D - t_\beta \sigma_D; D + t_\beta \sigma_D), \tag{6}$$

где СКО дисперсии определяется по формуле:

$$\sigma_D = \sqrt{\frac{2}{n-1} D} \tag{7}$$

На втором этапе проводится проверка правильности полученных доверительных интервалов для оценки МО и оценки СКО. При этом применяется закон распределения Стьюдента в силу того, что для малых выборок ($n < 30$) замена неизвестного распределения случайной величины нормальным законом может привести к неоправданному сужению доверительного интервала, т. е. к повышению точности оценки. То обстоятельство, что распределение Стьюдента при малой выборке дает широкий доверительный интервал, вовсе не свидетельствует о неприменимости закона, а объясняется лишь тем, что малая выборка содержит малую информацию об интересующем нас признаке.

Для определения доверительного интервала оценки МО величины q_i была также выбрана доверительная вероятность $Y = 0,9973$, которой соответствует коэффициент распределения Стьюдента для оценки МО $t_\gamma = 2,8695$

$$D = \frac{1}{n} \sum_1^{n-1} (\Delta q_i - M_i)^2, \tag{8}$$

$$\sigma_{M_i} = \sqrt{D}, \tag{9}$$

где σ_{M_i} – исправленное СКО.

Через величину t_γ доверительный интервал оценки МО выражается в виде:

$$I_\gamma = (M_i - t_\gamma \sigma_{M_i}; M_i + t_\gamma \sigma_{M_i}) \tag{10}$$

Оценка СКО в данном случае зависит от величины выборки n и точности оценки δ , которые учитывает коэффициент q .

По заданному числу $n \geq 13$ выборки и доверительной вероятности Y по таблице 2 определяется коэффициент q .

Доверительный интервал для оценки СКО определяется исходя из следующего неравенства:

$$\sigma_{M_i} (1-q) < \sigma < \sigma_{M_i} (1+q) \tag{11}$$

Сравнительный анализ доверительных интервалов, полученных с использованием нормального закона распределения (распределения Лапласа) и распределения Стьюдента показал, что расхождение доверительных интервалов минимально. При этом доверительный интервал, рассчитанный с использованием распределения Стьюдента, имеет более широкий диапазон значений, что связано с повышением точности оценки.

В дальнейшем, при увеличении числа пусков, предлагается использовать нормальный закон распределения, так как распределение Стьюдента целесообразно использовать лишь для малых выборок ($n < 30$).

Заключение

В результате обработки выборки статистических данных кинематических параметров движения РКН «Союз-2» на моменты времени прохождения функциональных команд циклограммы полета была сформирована система допусков, так называемая «трубка» траекторий для РКН «Союз-2».

Обработка статистических параметров была проведена по результатам пусков РКН «Союз-2» этапа 1а и 1б с космодрома Плесецк. Выборка составила 24 пуска, за исключением аварийных и нештатных пусков. Характер распределения случайной величины (полных вариаций кинематических параметров движения) подчиняется нормальному закону распределения, что подтверждается законом распределения Стьюдента для малых выборок. Исходя из данного закона, наиболее вероятное значение случайной величины соответствует ее математическому ожиданию, а весь спектр распределения случайной величины находится в границах $\pm 3\sigma$

В отличие от допусков, полученных теоретически без учета статистических данных реальных пусков и представленных в баллистической документации [7, 8], данная методика позволяет рассчитывать границы допусков полных вариаций кинематических параметров движения с учетом увели-

чения количества пусков по фактическим данным параметров движения РКН. В качестве допустимых величин для оценки полных вариаций кинематических параметров движения предлагается использовать максимальные границы доверительного интервала.

Литература

1. Груздев, Н. В. Методика предполетного оценивания энергомассовых характеристик ракеты космического назначения / Н.В. Груздев, М.Ю. Михайлов, Л.В. Кротова // Информация и Космос. – 2020. – № 4. – С. 135–139.
2. Аверкиев, Н. Ф. Баллистика ракет космического назначения / Н.Ф. Аверкиев, Д.А. Булекбаев, В.В. Салов. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2020. – 412 с.
3. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения : монография / В.В. Авдошкин, Н.Ф. Аверкиев, А.А. Ардашов [и др.]. – Санкт-Петербург : ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. – 372 с.
4. Баллистическое обеспечение космических полетов : учебник / П.А. Мамон, В.И. Половников, С.К. Слезкинский. – Ленинград : ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1990. – 622 с.
5. Теория полета ракет-носителей : учебник / Г.И. Кудин, В.П. Насонов, С.К. Слезкинский [и др.]. – МО РФ, 1994. – 736 с.
6. Вентцель, Е. С. Теория вероятностей : учебник / Е.С. Вентцель. – Москва : Юстиция, 2018. – 658 с.
7. Методика оценивания характеристик районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения «Союз-2» по результатам запусков. – Самара : АО «РКЦ «Прогресс», 2004. – 30 с.
8. Методика оценивания параметров районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения по результатам пусков РН КРК «Ангара». – Москва : ФГУП «ГНПЦ имени М.В. Хруничева», 2014. – 80 с.