

УДК 531.567:629.764(477)

Методология и результаты анализа точности выведения космических аппаратов ракетой-носителем «Зенит»

В. В. Брикер¹, В. С. Литвинов¹, А. А. Негода², А. В. Новиков¹

¹ Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

² Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 27.02.96

Стаття присвячена огляду методів оцінки точності виведення, розроблених при створенні ракет-носіїв космічних апаратів в ДКБ «Південне» спільно із суміжними організаціями. Приведені основні результати оцінки точності виведення для ракетного комплексу «Зеніт».

ВВЕДЕНИЕ

Движение космического аппарата (КА) при полете на высотах, превышающих условную границу атмосферы, подвержено воздействию ряда возмущающих факторов, одними из которых являются возмущения начальных условий из-за погрешностей выведения ракеты-носителя. В результате может сократиться время существования КА, недопустимо ухудшиться условия обзора и съемки поверхности Земли и т. д., что может потребовать установки корректирующего двигателя КА (или увеличения запасов топлива) и тем самым ухудшить его весовые характеристики.

С целью минимизации отмеченных потерь современные ракеты-носители оснащены высокоточными системами управления на базе гиросtabilизированной платформы и бортовых вычислительных комплексов, реализующих терминальное управление полетом.

В этих условиях важно обеспечить корректность оценки ожидаемых точностных характеристик по результатам наземной (лабораторной, заводской и пр.) отработки. Наконец, учитывая невозможность полной имитации условий полета, необходимо дополнить результаты априорной оценки (до полета)

материалами летных испытаний, получив, таким образом, более корректную оценку точности выведения.

Настоящая статья посвящена обзору методов оценки точности выведения КА. Основное ее содержание базируется на исследованиях, проведенных в ходе разработки ракет-носителей КБ «Южное» совместно со смежными организациями, и прежде всего комплекса ракеты-носителя «Зенит».

АПРИОРНАЯ ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ КА

В качестве контрольных параметров, характеризующих точность выведения, используют, как правило, разброс оскулирующих элементов орбиты в момент отделения КА: периода обращения, эксцентриситета, наклона орбиты, долготы восходящего узла, углового положения перигея (Авдеев и др., 1990). Для круговых орбит угловое положение перигея не определено, а зависимость эксцентриситета от возмущений носит существенно нелинейный характер (Эльясберг, 1965), поэтому в качестве контрольного вместо указанных параметров используется максимальное по модулю отклонение радиуса орбиты от расчетного.

Оценка разброса контрольных параметров может быть получена путем соответствующего пересчета матрицы ковариаций при отделении КА (по аналитическим зависимостям или численным интегрированием). В свою очередь, матрица ковариаций может быть определена путем численного интегрирования системы уравнений движения КА в составе ракеты-носителя

$$\dot{\mathbf{V}} - \mathbf{g}(\mathbf{R}) = \dot{\mathbf{W}},$$

где $\dot{\mathbf{V}}$, \mathbf{R} , $\dot{\mathbf{W}}$ — вектор ускорения, радиус-вектор и вектор кажущегося ускорения, составляющими которых являются N векторов, описывающих движение при действии каждого из N возмущений, и одного вектора, описывающего невозмущенное движение.

В состав этих возмущений включены погрешности начальных условий интегрирования, связанные с неточностью знания координат точки старта.

Сопоставляя кинематические параметры возмущенных и невозмущенных траекторий, можно получить совокупность отклонений этих параметров, а по ним — искомую матрицу ковариаций.

Описанный метод применим в предположении линейной зависимости отклонений кинематических параметров от возмущений. Такое допущение достаточно точно выполняется для ракет-носителей с ЖРД, оснащенных высокоточными системами управления. В иных случаях требуется сопоставление результатов расчета с данными статистического моделирования (метод Монте-Карло).

АПОСТЕРИОРНАЯ ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ КА

Метод апостериорной оценки точности, получивший название «опытно-теоретический метод», использует в качестве исходных данных результаты определения элементов орбит по информации траекторных измерений. Естественно, точность последних должна быть по крайней мере на метрический порядок (в 3—4 раза) выше ожидаемой точности выведения КА на орбиту.

Сущность метода состоит в проверке гипотез (Шор, 1962):

- об отсутствии систематических смещений опытных данных относительно расчетных;
- о согласовании расчетных значений средних квадратичных отклонений (СКО) с опытными.

Предварительно все данные, полученные в результате запусков КА, подвергаются анализу, в результате которого составляющие отклонений элементов оскулирующей орбиты группируются по

признаку близости условий пусков. Возможность объединения в одну группу устанавливается на основании оценки различия условий пусков, производимой путем сопоставления расчетных СКО. Принято, что расчетные значения СКО для ракет-носителей, объединенных в общую j -ю группу, не должны отличаться от средних для группы значений более чем на 10 %. Перед началом расчетов опытные исходные данные Δ_j проверяются на аномальность при уровне значимости 1 %. Если наибольшее по модулю отклонение превышает допустимые границы, то делают заключение, что это отклонение не принадлежит к той же генеральной совокупности, что и остальные отклонения, и его исключают из дальнейшей обработки. Исключают из обработки также данные испытаний, для которых по результатам измерений установлена ненормальность в работе систем и агрегатов РН.

Для проверки соответствия опытных данных их расчетным значениям определяются:

- а) математическое ожидание отклонения $\bar{\Delta}_j$;
- б) среднее квадратичное отклонение S_j ;
- в) границы доверительных интервалов для математического ожидания (при уровне доверительной вероятности 0.95):

$$\Delta_{\min j} = \bar{\Delta}_j - t_{\alpha}(N_j)S_j,$$

$$\Delta_{\max j} = \bar{\Delta}_j + t_{\alpha}(N_j)S_j,$$

где $t_{\alpha}(N_j)$ — коэффициент, зависящий от числа испытаний;

г) границы доверительных интервалов для СКО (при уровне доверительной вероятности 0.5):

$$\sigma_{1j} = S_j \gamma_1(N_j),$$

$$\sigma_{2j} = S_j \gamma_2(N_j),$$

где $\gamma_1(N_j)$, $\gamma_2(N_j)$ — коэффициенты, зависящие от числа испытаний. Значения коэффициентов $t_{\alpha}(N_j)$, $\gamma_1(N_j)$, $\gamma_2(N_j)$ приведены в табл. 1.

Гипотеза об отсутствии систематических составляющих для отклонений принимается, если дове-

Таблица 1. Значения коэффициентов

N_j	$t_{\alpha}(N_j)$	$\gamma_1(N_j)$	$\gamma_2(N_j)$
5	1.24	0.862	1.44
8	0.836	0.880	1.28
10	0.715	0.889	1.24
12	0.636	0.896	1.20
14	0.578	0.902	1.18
16	0.533	0.907	1.17
20	0.468	0.914	1.14

рительный интервал $[\Delta_{\min j}, \Delta_{\max j}]$, определенный для математического ожидания, содержит расчетные значения. В противном случае делается вывод о наличии значимых систематических смещений для отклонений соответствующего элемента орбиты.

Если расчетное значение СКО лежит внутри соответствующего доверительного интервала $[\sigma_{1j}, \sigma_{2j}]$, то в качестве опытно-теоретического значения СКО, соответствующего условиям проведения испытаний (σ^*), принимается его расчетное значение. В противном случае в качестве опытно-теоретического значения СКО принимают границу доверительного интервала (σ_1 или σ_2), ближайшую к расчетному значению.

Максимальные предельные отклонения элемента орбиты определяются по формуле

$$\Delta_j^* = |\bar{\Delta}_j \pm 2.807\sigma_j^*|.$$

Экстраполяция опытно-теоретических оценок СКО и максимальных предельных отклонений контролируемых элементов орбиты на другие условия пусков (другие орбиты) проводится по формуле

$$\sigma_j = (1 + \delta)\sigma_j^p,$$

$$\Delta_j = (1 + \mu)\Delta_j^p,$$

где σ_j^p , Δ_j^p — расчетные СКО и максимальное предельное отклонение j -го элемента орбиты в заданных условиях пусков; δ , μ — поправки согласования.

Поправка согласования определяется как среднее значение невязок $\delta_j(\mu_j)$ опытных и расчетных отклонений j -х элементов орбиты, каждая из которых определяется как

$$\delta_j = \frac{\sigma_j^* - \sigma_j^p}{\sigma_j^p},$$

$$\mu_j = \frac{\Delta_j^* - \Delta_j^p}{\Delta_j^p}.$$

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

С 1985 по 1995 гг. запуски КА ракетой-носителем «Зенит» проводились:

- на околокруговые орбиты высотой от 200 км до 850 км;
- на эллиптические орбиты с высотами в перигее около 200 км и в апогее до 2550 км.

Наиболее представительная выборка по фактическим (по данным орбитальных измерений) пара-

метрам орбит имеет место только при запусках КА на околокруговую орбиту высотой $H_{кр} \approx 850$ км (двенадцать пусков РН). Для остальных орбит выведения имеется информация по одному-двум пускам.

Контролируемыми по точности выведения приняты следующие элементы оскулирующей орбиты в точке выведения:

i — угол наклона плоскости орбиты;

Ω — долгота восходящего узла;

T — период обращения КА;

H_{\max} — высота.

При этом под отклонением высоты (ΔH_{\max}) понимается максимальное (по модулю) отклонение от расчетного радиуса-вектора положения КА на орбите из вычисленных в двенадцати точках, равномерно расположенных через 30° углового положения КА, начиная от расчетного в точке выведения, т. е. в отклонение высоты включена составляющая за счет смещения перицентра орбиты.

По признаку близости условий пуска оценка точности выведения космических аппаратов РН «Зенит» может быть проведена по совокупности двенадцати запусков КА на околокруговую орбиту высотой $H_{кр} \approx 850$ км с привлечением данных Δi и $\Delta \Omega$ по двум запускам КА на околокруговую орбиту высотой $H_{кр} \approx 200$ км. Объем выборки составил для параметра i — 14 пусков, T — 12 пусков, H_{\max} — 11 пусков, Ω — 8 пусков.

Результаты статистической обработки разностей между опытными и расчетными значениями оскулирующих элементов орбиты в точке выведения приведены в табл. 2.

Из приведенных данных следует, что нет оснований считать экстремальные значения в выборке аномальными.

Таблица 2. Статистические данные по точности выведения КА

Характеристики выборки	Контролируемый параметр			
	i	T, c	$H_{\max}, км$	Ω
Оценка математического ожидания	-0.22'	-0.68	-1.30	-1.32'
Оценка СКО	0.54	0.82	1.55	0.53
Значения экстремальных членов в выборке:				
минимального	-1.08	-2.35	-4.60	-2.25
максимального	1.01	0.49	0.71	-0.75
Допустимые экстремальные значения				
минимальное	-1.65	-2.76	-5.14	-2.50
максимальное	1.21	1.41	2.55	-0.14

