

УДК 629.76

Применение экспериментального алгоритма расчета параметров движения КА после выведения его на орбиту

С. В. Стрельников¹, С. Г. Лапшин

¹д. т. н., ОАО «НПО «Орион»

e-mail: orionsvs@mail.ru

Аннотация. Проведены численные исследования экспериментального алгоритма определения орбиты, обеспечивающего устойчивость вычислительной схемы к возмущениям начального приближения параметров орбиты. Исследования показали возможность расчета параметров орбиты низкоорбитального КА по измерениям наземных средств радиоконтроля при значительных отклонениях параметров начального приближения от искомого решения.

Ключевые слова: определение орбиты космического аппарата, устойчивый процесс вычисления, наземный комплекс управления

Application of Experimental Algorithm for Calculating of Spacecraft Parameters of Motion After Launching it Into Orbit

S. V. Strelnikov¹, S. G. Lapshin

¹doctor of engineering science, Joint Stock Company "Scientific-Production Association Orion"

e-mail: orionsvs@mail.ru

Abstract. Numerical study of experimental algorithm for determining the orbit, ensuring stability of the computational scheme to perturbations of the initial approximation of the orbital parameters. Studies have shown the ability to calculate the parameters of the orbit LEO spacecraft by measuring ground-based radio with significant deviations from the parameters of the initial approximation of the desired solution.

Key words: determination of the orbit of the spacecraft, a steady process of calculation, ground control

Введение

При значительных отклонениях параметров фактической орбиты от параметров орбиты, используемой в качестве начального приближения, существующие алгоритмы определения орбиты баллистического центра (БЦ) НАКУ не обеспечивают устойчивой сходимости итерационного процесса к искомому решению. Значительные отклонения параметров начального приближения могут возникнуть в следующих неблагоприятных случаях:

1) после завершения этапа выведения КА на орбиту, когда параметры полученной орбиты существенно отличаются от априори заданных орбитальных параметров;

2) при продолжительных интервалах между навигационными определениями, когда действительные значения параметров орбиты существенно отличаются от прогнозируемых значений вследствие воздействия факторов космической среды, неучтенных в математической модели движения КА.

В связи с высокими требованиями к уровню автоматизации процесса определения орбиты и значительным влиянием свойств алгоритмов расчета на порядок выполнения операций технологического цикла управления разработка новых алгоритмов определения орбиты, устойчивых к возмущениям начального приближения, является актуальной.

Основные приемы, обеспечивающие устойчивость вычислений

Для построения процедуры расчета, устойчивой к возмущениям начального приближения, разработан экспериментальный алгоритм, основанный на идеях, изложенных в статьях [1, 2] и описании патента [3]. В экспериментальном алгоритме применяются три основных приема:

1) для поиска решения используется новый функционал;

2) в качестве текущего навигационного параметра применяется новый навигационный параметр — значение времени, при котором радиальная скорость или дальность КА относительно навигационного ориентира равна некоторому заданному значению;

3) применяется новый алгоритм вычисления расчетных значений навигационных измерений.

Краткое содержание используемых приемов. Вектор результатов Z измерений параметров орбиты представим в виде

$$Z = [z_1(t_1), \dots, z_j(t_j), \dots, z_m(t_m)]^T,$$

где z_j — измеренное значение; t_j — время проведения j -го измерения.

Если ошибки измерений подчиняются нормальному закону распределения, определение орбиты в рассматриваемом экспериментальном алгоритме сводится к минимизации функционала наименьших квадратов вида

$$\sum_{j=1}^m [t(z_j) - t_p(z_j, X_0)]^2 \omega_j \rightarrow \min_{X_0}, \quad (1)$$

где $t(z_j)$ — значение времени измерения параметра z_j ; $t_p(z_j, X_0)$ — расчетное значение времени, соответствующее параметру z_j на орбите X_0 ; ω_j — веса значений $t(z_j)$; $X_0 = [x_1, \dots, x_n]^T$ — искомый вектор параметров орбиты.

Заметим, что традиционно используемый функционал имеет вид

$$\sum_{j=1}^m [z(t_j) - z_p(t_j, X_0)]^2 \omega_j^* \rightarrow \min_{X_0}, \quad (2)$$

где $z_p(t_j, X_0)$ — расчетное значение параметра на орбите X_0 , соответствующее времени t_j на орбите X_0 , ω_j — веса значений $z(t_j)$.

В функционале (1) применяется новый навигационный параметр — $t(z_j)$. В экспериментальном алгоритме используется новый алгоритм вычисления расчетных значений навигационных параметров $t_p(z_j, X_0)$, направленный на создание процедуры расчета, при которой обеспечивается взаимнооднозначное соответствие между измеряемыми и искомыми параметрами орбиты в широком диапазоне их возможных значений.

Использование радиальной скорости в качестве измеряемого параметра — первый шаг к достижению такого соответствия. Так как зависимость радиальной скорости от времени в зоне радиовидимости наземных средств является монотонной функцией, использование радиальной скорости

в качестве измеряемого параметра обеспечивает необходимое взаимнооднозначное соответствие параметров.

Вторым шагом достижения взаимнооднозначного соответствия является следующий порядок вычисления расчетных значений радиальной скорости. Пусть в зоне радиовидимости некоторого измерительного средства получено k измерений радиальной скорости z_1, \dots, z_k , а расчетная орбита задана вектором X_0 . Новый алгоритм вычисления расчетных значений включает такую последовательность действий. На орбите X_0 находят точку $x^*(X_0)$, минимально удаленную от измерительного средства. Затем в окрестности точки $x^*(X_0)$ вычисляют моменты времени $t_p(z_1, X_0), \dots, t_p(z_k, X_0)$, в которые при движении КА по расчетной орбите X_0 радиальная скорость КА относительно измерительного средства достигает значений z_1, \dots, z_k .

Исследование алгоритма

Исследование экспериментального алгоритма проведено при определении орбиты КА «Родник», выведенного на орбиту 23 мая 2014 г., по натурным измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП), выполненным 30–31 мая 2014 г.

Следует подчеркнуть, что схема навигационных измерений КА «Родник» предусматривала наличие продолжительного интервала полета от момента выведения КА на орбиту и начала проведения ИТНП. Как правило, первые сеансы ИТНП после выведения КА на орбиту выполняют на первых витках полета. Схема ИТНП КА «Родник» предусматривала выполнение первых сеансов ИТНП на 92-м, 93-м, 100-м, 101-м витках полета.

Результаты расчета параметров орбиты КА показали:

1) применение алгоритма штатного комплекса БЦ НАКУ и параметров целевой орбиты в качестве начального приближения задачи определения орбиты не обеспечило получение решения задачи определения параметров орбиты КА;

2) применение экспериментального алгоритма определения орбиты (основанного на приемах, изложенных в настоящей статье) и параметров целевой орбиты в качестве начального приближения позволило решить задачу;

3) параметры целевой орбиты, использованные в качестве начального приближения при определении орбиты, на витке начала проведения ИТНП (92-м витке) имеют существенные отклонения от искомых параметров по двум переменным вектора состояния:

- по оси абсцисс гринвичской системы координат отклонение составило 330 км;
- по времени прохождения КА плоскости экватора в восходящем узле 92-го витка отклонение составило 10 мин 01,679 с;

4) использование решения задачи определения орбиты, полученного при применении экспериментального алгоритма, в качестве начального приближения алгоритма штатного комплекса БЦ НАКУ позволило удачно провести расчеты с помощью штатного комплекса БЦ НАКУ и получить решение; при этом параметры орбиты обоих решений настолько близки, что приемлемо говорить о полном совпадении двух решений.

Результаты итерационного расчета параметров орбиты, полученные при проведении расчетов с помощью экспериментального алгоритма, приведены в табл. 1–5.

В табл. 2 представлены:

– значения систематических погрешностей ($\sigma_{1z}, \dots, \sigma_{4z}$) навигационных сеансов;

– значение времени прохождения экватора t_z в восходящем узле 92-го витка (время привязки искомых параметров), уточняемое при итерационных вычислениях, при этом в строке с номером итерации «0» указано начальное приближение времени, соответствующее априори заданной орбите выведения;

– число обусловленности матрицы частных производных ζ системы нормальных уравнений метода наименьших квадратов.

Значения систематических погрешностей навигационных сеансов, найденные штатным комплексом программ БЦ для 1, 2, 3, и 4 навигационных сеансов составили соответственно:

$$\sigma_{1z} = 0,02630 \text{ км}; \quad \sigma_{2z} = 0,02591 \text{ км};$$

$$\sigma_{3z} = 0,02631 \text{ км}; \quad \sigma_{4z} = 0,02687 \text{ км}.$$

Указанные значения погрешностей близки значениям погрешностей, полученным при расчетах

Таблица 1. Величины приращений к параметрам вектора состояния

Номер итерации	ΔV_x , км/с	ΔV_y , км/с	ΔV_z , км/с	Δx , км	Δy , км	Δz , км
1	0,31653	3,60816	−0,97857	532,1426	1085,6302	4014,7928
2	0,15534	−0,36429	0,04767	150,5995	94,6994	−475,0447
3	−0,07411	0,36141	−0,09352	−77,3170	−84,0266	474,4801
4	0,37456	0,36262	−1,02512	580,9532	1093,5909	4044,6539
5	0,02222	0,01075	−0,00710	15,0706	−5,7271	15,0894
6	0,00669	−0,00196	−0,00078	4,4505	−0,1514	−2,2672
7	0,00091	−0,00045	−0,00005	0,6309	0,0373	−0,5467
8	0,00020	0,00012	−0,00007	0,14156	−0,0651	0,1684
9	−0,00011	−0,00002	0,00002	−0,0752	0,0159	−0,0265
10	0,00001	0	0	−0,0038	0,0019	0,0139

Таблица 2. Систематические погрешности, значение времени прохождения экватора, число обусловленности матрицы частных производных

Номер итерации	σ_{1z} , км	σ_{2z} , км	σ_{3z} , км	σ_{4z} , км	t_3 , чч.мм.сс	ζ
0	0	0	0	0	15.54.10,0462	—
1	−0,65526	0,02515	0,06548	−0,04064	15.44.05,1069	155814
2	0,13884	−0,00111	0,35031	0,53008	15.45.16,5908	166437
3	−0,05879	0,00393	−0,32322	−0,41683	15.44.09,4316	374591
4	−0,01982	−0,00197	−0,04909	−0,064448	15.44.05,1273	255207
5	0,23060	0,00040	−0,01697	0,00986	15.44.02,9904	192496
6	0,00644	−0,00043	−0,00015	0,00775	15.44.03,3117	197342
7	0,00085	−0,00009	0,00018	0,00128	15.44.03,3891	202625
8	0,00023	0,00003	−0,02632	0,02707	15.44.03,3652	199935
9	−0,00011	0,02587	0,02639	0,02700	15.44.03,3693	200326
10	0,02634	0,02584	0,02636	0,02698	15.44.03,3702	204738

экспериментальным алгоритмом и приведенными в последней строке табл. 2. Взаимное отличие двух наборов систематических погрешностей (полученных штатным и экспериментальным алгоритмами) не превышает 0,4 м, что составляет 0,15% их абсолютной величины.

Следует отметить, что значения параметров вектора состояния, рассчитанных при решении задачи определения орбиты, зависят от состава измерительной информации. Навигационные измерений, исключенные из выборки навигационных измерений, влияют на результаты решения. В табл. 3 приведено:

1) количество выполненных навигационных измерений;

2) количество измерений, оставшихся в обработке при определении вектора состояния штатным программным комплексом БЦ НАКУ;

3) количество измерений, оставшихся в обработке экспериментального алгоритма.

В данных табл. 3 видно, что количество измерений, использованных при определении орбиты обоими рассмотренными программными комплексами, отличается незначительно — на 0,3% от общего количества выполненных измерений.

В табл. 4 представлены результаты определения параметров орбиты на 92-м витке:

– в столбце 2 — параметры орбиты (параметры орбиты А), рассчитанные с помощью экспериментального алгоритма;

Таблица 3. Количество навигационных измерений

Номер сеанса	Количество навигационных параметров измеренных в сеансах	Количество измерений, использованных комплексом БЦ НАКУ	Количество измерений, использованных экспериментальным алгоритмом
1	180	164	165
2	232	213	213
3	184	167	166
4	95	078	80
σ	691	622 (90 %)	624 (90,3 %)

Таблица 4. Результаты расчета параметров орбиты экспериментальным алгоритмом

Параметр	Пар. орбиты А (экспер. алгоритм)	Пар. орбиты Б (начал. приближение)	(Пар. орбиты А)– (пар. орбиты Б)
1	2	3	4
дата	30.05.2014	30.05.2014	30.05.2014
время	15.44.03,37021	15.54.05,04620	–00.10.01,67598
V_x , км/с	0,361670	0,352749	0,008922
V_y , км/с	–0,029697	–0,036288	0,006591
V_z , км/с	7,060759	7,056767	0,003992
x , км	–513,87784	–843,48577	329,60793
y , км	–7849,99718	–7829,47269	–20,52449
z , км	0	0	0
$H_{\text{ЭКВ}}$, км	1488,66298	1496,640878	–7,977897
$L_{\text{ЭКВ}}$, °	266,254648	263,851137	2,403501
T_D , мин	115,881491	115,991760	–0,110269
a , км	7876,54349	7881,527614	–4,984117
e	0,001497	0,000889	0,000608
Ω , °	345,223344	345,333672	–0,110328
i , °	82,444753	82,501573	–0,056828
ω , °	325,663016	15,634348	310,028674

– в столбце 3 — параметры орбиты начального приближения (параметры орбиты Б), т.е. параметры целевой орбиты выведения КА, априори заданной перед стартом;

– в столбце 4 — разность (параметры орбиты А)–(параметры орбиты Б).

В табл. 5 представлены результаты определения параметров орбиты на 92 витке с помощью штатного алгоритма БЦ НАКУ, в случае, когда в качестве начального приближения используются параметры орбиты, рассчитанные экспериментальным алгоритмом:

– в столбце 2 — параметры орбиты (параметры орбиты В), рассчитанные с помощью штатных алгоритмов БЦ НАКУ;

– в столбце 3 — параметры орбиты начального приближения (параметры орбиты А), т.е. параметры, рассчитанные с помощью экспериментального алгоритма;

– в столбце 4 — разность (параметры орбиты В)–(параметры орбиты А).

Из данных столбца 3 табл. 5 следует, что решение, полученное штатным алгоритмом БЦ НАКУ близко решению, полученному экспериментальным

Таблица 5. Результаты расчета параметров орбиты

Параметр	Пар. орбиты В (алгоритмы БЦ)	Пар. орбиты А (экспер. алгоритм)	(Пар. орбиты В)– (Пар. орбиты А)
1	2	3	4
дата	30.05.2014	30.05.2014	30.05.2014
время	15.44.03,35458	15.44.03,37021	–00.00.00,01271
V_x , км/с	0,361582	0,361670	–0,00007961
V_y , км/с	–0,029051	–0,029697	–0,00000101
V_z , км/с	7,060745	7,060759	–0,00001701
x , км	–513,919907	–513,87784	–0,021530
y , км	–7850,022561	–7849,99718	–0,028694
z , км	0	0	0
$H_{\text{экв}}$, км	1488,60105	1488,66298	0,03004
$L_{\text{экв}}$, град	266,256076	266,254648	–0,0001428
T_{∂} , мин	115,881508356	115,881491	0,000010695
a , км	7876,5441727	7876,54349	0,0003639
e	0,001496	0,001497	–0,0000027
Ω , град	345,2229845	345,223344	–0,0001960
i , град	82,4454222	82,444753	0,0005974
ω , град	325,5342932	325,663016	–0,1050897

алгоритмом, так значения радиусов-векторов обоих решений отличаются на 35 м, векторов скорости — на 0,085 м/с.

целевой орбиты, а второе — штатным комплексом БЦ НАКУ и в качестве начального приближения использовано решение, рассчитанное экспериментальным алгоритмом.

Заключение

Проведенные исследования показали:

1) экспериментальный алгоритм следует рекомендовать к применению в БЦ НАКУ при значительном отклонении параметров начального приближения от искомого решения;

2) применение алгоритма штатного комплекса БЦ НАКУ не позволяет рассчитать параметры орбиты КА при отклонении времени привязки начального приближения от действительного времени на 10 мин;

3) в пределах заданных допустимых отклонений совпадают два решения задачи определения орбиты, полученные при обработке одинаковой измерительной информации, одно из которых рассчитано экспериментальным алгоритмом и в качестве начального приближения использованы параметры

Список литературы

1. Стрельников С.В. Метод определения орбиты по радиотехническим измерениям параметров траектории // Космические исследования, 2007, т. 45, № 4, с. 387–391.
2. Лапшин С.Г., Стрельников С.В. Метод расчета параметров орбиты низкоорбитального КА, устойчивый к возмущениям исходных данных. Труды VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий». М.: Радиотехника, 2013.
3. Стрельников С.В., Лапшин С.Г. Патент на изобретение №2509041 от 19.12.2012, МПКЗ G 01 С 21/24. Способ определения орбиты космического аппарата.