

Влияние параметров алгоритма уточнения начальных условий на точность прогноза времени падения спутников

А.И. Назаренко,

профессор, доктор технических наук, г. Москва, anazarenko32@mail.ru

И.В. Усовик,

к.т.н., старший научный сотрудник.

Федеральный научный центр "Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук", usovikiv@mail.ru

Рассматриваемая задача привлекла внимание специалистов в связи со случаями падения больших опасных спутников. Традиционно она решается на основе применения метода наименьших квадратов. При этом «взвешивание» измерений производится без учета случайных атмосферных возмущений. На примере определений времени падения КА Tiangong-1 оценено влияние параметров алгоритма уточнения на точность результатов. В качестве параметров алгоритма рассмотрены: характеристики учета атмосферных возмущений при «взвешивании» измерений и величина мерного интервала. Показано, что учет случайных атмосферных возмущений приводит к повышению точности результатов в несколько раз.

Ключевые слова: время падения, метод наименьших квадратов, оптимальная фильтрация измерений, мерный интервал.

Influence of parameters of algorithm for initial data updating on accuracy of spacecraft reentry prediction

A.I. Nazarenko, Professor, Doctor of Engineering, retired, Moscow,

I.V. Usovik, Ph.D., senior scientist. Fedral Science Center "Scientific Research Institute for System Analysis Russian Academy of Sciences"

The considered problem has drawn attention of experts in connection with cases of large spacecraft reentries. Traditionally she solves on the basis of application of the least squares technique. Thus "weighing" of measurements is made without casual atmospheric distributions. On the example of spacecraft Tiangong-1 reentry determination, the influence of parameters of algorithm for initial data updating on accuracy of spacecraft reentry prediction is estimated. As parameters of algorithm we consider ones: the characteristics of atmospheric distributions at "weighing" of measurements and the fit span duration. It is shown, that the accounting the casual atmospheric distributions leads to increase of accuracy of results several times.

Keywords: reentry, least squares technique, optimal filtration of measurements, fit span.

1. Введение

Рассматриваемая задача привлекла внимание специалистов в связи со случаями падения больших опасных спутников, например, Скайлэб, Космос 954, Космос 1402, Салют 7-Космос 1686, Tiangong-1 и др. Особенность большинства опасных падений – это отсутствие связи со спутниками и возможности управления ими. В этих условиях единственным источником исходных орбитальных данных для решения задачи являются результаты работы Российской и Американской систем контроля космического пространства (СККП). Орбитальные данные по многим спутникам в форме

т.н. двухрядных элементов (TLE) регулярно и оперативно обновляются на сайте Американской СККП (Joint Space Operations Center) [1].

Методика решения рассматриваемой задачи основана на интегрировании уравнений движения при известных начальных условиях (НУ), состоящих из 6-ти мерного вектора состояния и оценки параметра торможения. В качестве параметра торможения используются разные характеристики. Наиболее популярными являются оценка баллистического коэффициента (S_b) и изменение периода под действием атмосферы за виток (ΔT).

Особенностью решения рассматриваемой задачи является чувствительность результатов к точности исходной характеристики торможения. Дело в том, что время существования спутников обратно пропорционально характеристике торможения $t_{life} \approx C/S_b$, где C – некоторая константа. Отсюда следует важная зависимость для оценок погрешностей определения времени существования, которые пропорциональны времени существования и погрешностям оценок торможения:

$$\delta_{life} \approx \frac{\delta S_b}{S_b} \cdot t_{life}. \quad (1)$$

Многочисленные исследования показали, что в большинстве случаев СКО относительных погрешностей определения характеристик торможения в начальный момент времени и на интервале прогноза составляют 10 – 15%. Этот уровень погрешностей остается неизменным уже в течение последних 30 лет. Поэтому СКО определения времени падения при расчете времени существования за 1 сутки составляет обычно 2 - 3 часа. В ряде случаев погрешности могут быть и больше.

Для определения (уточнения) начальных условий (НУ) по измерениям традиционно используется метод наименьших квадратов – МНК (Least Square Technique). Этот метод разработан 200 лет назад, когда искусственных спутников еще не было. Характерной особенностью движения околоземных ИСЗ является существенное влияние возмущающих факторов, оценка которых не поддается математическому описанию с необходимой точностью. Типичный пример такого рода возмущений – торможение в атмосфере, величина которого пропорциональна произведению реального баллистического коэффициента на плотность атмосферы. Основная трудность учета этих факторов при прогнозе заключается в их непредсказуемом изменении во времени. При использовании МНК влияние возмущающих факторов проявляется в необходимости выбора оптимального, т.н. мерного интервала, т.е. времени, на котором расположены используемые измерения. Исследования показали, что значение оптимума зависит не только от величины торможения, но и от точности измерений и их количества. Обычно этот интервал определяется из опыта и задается постоянным для конкретных типов спутников.

Основы усовершенствованной методики уточнения НУ по измерениям (оптимальной фильтрации измерений, ОФИ) были опубликованы почти 40 лет назад [2]. В дальнейшем эта методика была усовершенствована [3 - 5]. Характерной особенностью развитой методики является учет статистических характеристик атмосферных возмущений на интервале обработки измерений и при прогнозировании движения, что приводит к повышению точности.

Благоприятные условия для проведения рассматриваемого в статье анализа были обусловлены организацией в начале 2018 г. международной тестовой кампании по определению времени и места падения КА Tiangong-1, которую организовал Inter Agency Debris Comity (IADC). В этой кампании участвовали представители 11-ти космических агентств. Предварительные материалы обсуждались на 4th International Space Debris Re-entry Workshop (ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, 28 February – 1 March 2018), а итоги кампании были подведены на 36th IADC Plenary Meeting (Tsukuba, Japan, 5 – 8 June, 2018).

В мире существуют две организации, которые регулярно и оперативно публикуют результаты определения ожидаемого времени падения спутников. Это Joint Space Operations Center [1] и Aerospace Corp.'s Center for Orbital and Reentry Debris Studies [6]. Кроме того, в этой кампании неофициально участвовал др. В.С. Юрасов (сайт satmotion.ru).

Таким образом перечисленные выше материалы по определению времени падения КА Tiangong-1 оказались очень полезными для проведения сравнительного анализа точности решения задачи при использовании разных методов уточнения НУ.

2. Технология решения задачи

Использованная нами технология определения времени прекращения существования КА схематически представлена на рис. 1.

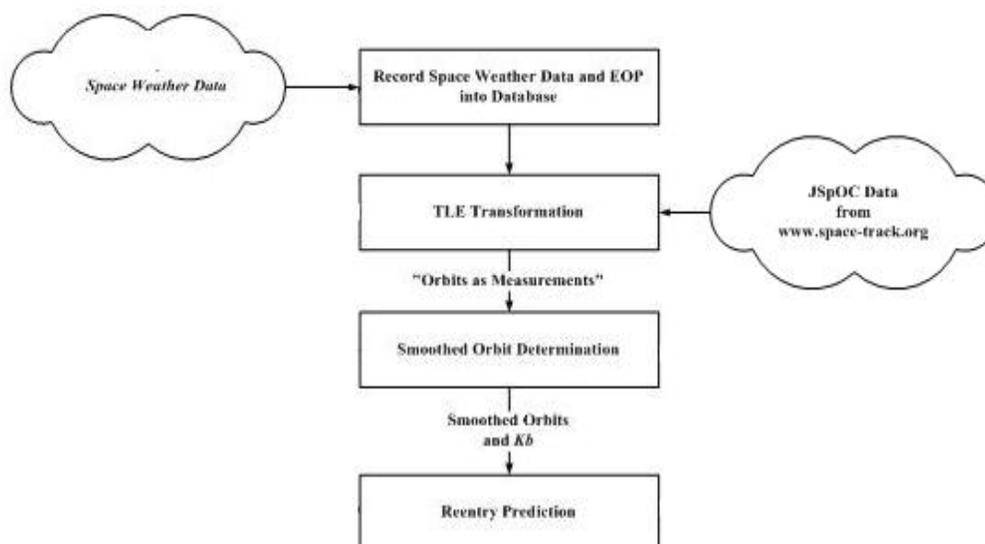


Рисунок 1. Схема технологии расчетов

Рассмотрим ее вкратце.

- Для корректного решения поставленной задачи необходимо знать данные о космической погоде. Значения индексов солнечной активности $F_{10.7}$ и геомагнитной возмущенности K_p (A_p) используются в качестве входных параметров в модели плотности атмосферы ГОСТ [7]. В качестве источника этих данных был выбран сайт CelesTrak.com [8].

- В качестве источника орбитальной информации для расчетов использовались TLE из сайта JspOC [1]. Эти орбиты рассматривались в качестве измерений при определении сглаженных орбит и соответствующих баллистических коэффициентов.

- Для каждого из выбранных методов определения орбит осуществлялся расчет времени и места падения КА. При численном интегрировании критерием прекращения существования было выбрано достижение КА высоты 80 км.

Расчет статистических характеристик атмосферных возмущений при определении орбит реализован в виде специального программного модуля. Принимается, что автокорреляционная функция атмосферных возмущений имеет вид

$$K_q(t, \tau)_0 = \begin{cases} \sigma_q^2 \left(1 - \frac{|t - \tau|}{\Delta}\right), & \text{by } |t - \tau| < \Delta, \\ 0 & \text{by } |t - \tau| \geq \Delta. \end{cases} \quad (2)$$

Исходными данными для применения этой корреляционной функции являются:

ΔT - изменение периода под действием торможения в атмосфере за виток, которое рассчитывается он основе численного интегрирования при среднем значении баллистического коэффициента;

k_{atm} - СКО случайных атмосферных возмущений по отношению к их среднему значению.

Δ - интервал корреляции атмосферных возмущений.

Первые две величины используется для вычисления СКО вариаций атмосферного торможения по формуле

$$\sigma_q = k_{atm} \cdot |\Delta T|. \quad (3)$$

Вычисление матриц взаимной корреляции погрешностей прогнозирования вектора состояния на моменты времени (t_i и t_l) при начальных условиях в момент t_j выполняется по формуле

$$M \left[\delta x(t_i) \cdot \delta x^T(t_l) \right] = K_x(t_i, t_l) = U(t_i, t_j) \cdot K_x(t_j, t_j) \cdot U(t_l, t_j)^T + Q_{il}^{(j)}, \quad (4)$$

$$\text{где } Q_{il}^{(j)} = \int_{t_j}^{t_i} \int_{t_j}^{t_l} U(t_i, \xi) \cdot B(\xi) \cdot K_q(\xi, \eta)_0 \cdot B^T(\eta) \cdot U^T(t_l, \eta) \cdot d\eta \cdot d\xi, \quad (5)$$

Здесь $U(t_i, \xi)$ - т.н. переходная матрица размерностью (6×6) , $B(\xi)$ - матрица коэффициентов при атмосферном торможении в дифференциальных уравнениях возмущенного движения.

В методе ОФИ задача оценки вектора состояния x ($n \times 1$) по измерениям Z ($k \times 1$) рассматривается в классической постановке. Учитывается возможность существования неких мешающих параметров q ($m \times 1$). В этом случае основное исходное соотношение имеет вид:

$$Z = X \cdot x + B \cdot q + V \quad (6)$$

Здесь X ($k \times n$) и B ($k \times m$) – известные матрицы, V ($k \times 1$)– вектор ошибок измерений, которые принимаются равно точными и статистически независимыми, т.е

$$M(V \cdot V^T) = \sigma_z^2 \cdot E \quad (7)$$

Корреляционная матрица мешающих параметров $M(q \cdot q^T) = \sigma_q^2 \cdot K_q$ строится с учетом корреляции атмосферных возмущений и используется для «взвешивания» измерений без расширения вектора состояния. Влияние мешающих параметров учитывается путем их объединения с ошибками измерений ($V_\Sigma = B \cdot q + V$) и затем применяется метод максимального правдоподобия. В этом случае искомая оценка выражается с использованием классической формулы

$$\hat{x} = (X^T \cdot P \cdot X)^{-1} \cdot X^T \cdot P \cdot Z, \quad (7)$$

где P – квадратная весовая матрица размером $k \times k$. Здесь k равно произведению числа измерений n_z на размерность единичного вектора измерений.

Особенностью оценки (7) является то, что она пригодна для любых моментов времени, в том числе и для прогноза. Значение мешающих параметров (шумов) вычисляется *после* построения оценки (7) на основе остаточных невязок с использованием соотношения вида

$$\hat{q} = F \cdot (Z - X \cdot \hat{x}), \quad (8)$$

где F - некоторая матрица.

Управление параметрами алгоритма уточнения НУ выполняется в блоке Smoothed Orbit Determination. При задании $k_{atm} = 0$ матрица P становится диагональной и алгоритм превращается в метод наименьших квадратов. Таким образом, варьируемыми параметрами являются k_{atm} и n_z .

Все расчеты были проведены по последним измерениям на интервале времени за 2.1 суток до падения. Исходные TLE приведены в Таблице 1. Из этих данных видно, что на этом интервале имелось 15 наборов TLE. Средний интервал времени между последовательными измерениями составил $\tau = 0.15$ суток. При использовании в конкретном уточнении n_z измерений мерный интервал будет составлять $(n_z - 1) \times \tau$ суток.

Таблица 1. Исходные значения TLE

1	37820U	11053A	18089.53824177	.01279251	90211-5	18974-3	0	9990
2	37820	42.7462	210.3658	0008800	350.6458	9.3549	16.333283483736	
1	37820U	11053A	18089.78274107	.01688968	90482-5	22274-3	0	9996
2	37820	42.7442	208.7439	0010245	344.1390	16.0283	16.34387332373670	
1	37820U	11053A	18090.02708507	.01509296	90500-5	18660-3	0	9992
2	37820	42.7333	207.1177	0007721	347.1312	12.9506	16.35079993373713	
1	37820U	11053A	18090.33239452	.01916269	90927-5	20181-3	0	9990
2	37820	42.7393	205.0894	0009533	347.0885	13.3488	16.36467249373764	
1	37820U	11053A	18090.51537539	.01668436	91060-5	15733-3	0	9993
2	37820	42.7431	203.8811	0017646	337.7501	22.2668	16.36978516373793	
1	37820U	11053A	18090.63734353	.01995214	91302-5	18234-3	0	9994
2	37820	42.7537	203.0502	0007804	350.3894	9.7592	16.37770827373815	
1	37820U	11053A	18090.75926316	.01965660	91360-5	17017-3	0	9993
2	37820	42.7468	202.2368	0007442	358.3143	1.7378	16.38245761373833	
1	37820U	11053A	18091.00304286	.02715064	91996-5	19001-3	0	9990
2	37820	42.7428	200.6065	0007470	347.8126	12.9725	16.40004788373879	
1	37820U	11053A	18091.26319444	+0.00000000	+00000+0	+00000+0	0	00005
2	37820	042.7381	198.8688	0006825	342.5456	117.1703	16.41847018000005	
1	37820U	11053A	18091.32569444	+0.00000000	+00000+0	+00000+0	0	00009
2	37820	042.7351	198.4333	0004504	326.4830	143.2696	16.42540556000003	
1	37820U	11053A	18091.42889259	.04822198	92967-5	19530-3	0	9999
2	37820	42.7386	197.7481	0006718	339.4173	21.5137	16.43573928373944	
1	37820U	11053A	18091.48949878	.04973923	93030-5	17615-3	0	9996
2	37820	42.7393	197.3406	0006205	338.9313	21.1427	16.44201833373959	
1	37820U	11053A	18091.48949878	.04973923	93030-5	17615-3	0	9996
2	37820	42.7393	197.3406	0006205	338.9313	21.1427	16.44201833373959	
1	37820U	11053A	18091.61093320	.05753306	93421-5	14327-3	0	9996
2	37820	42.7382	196.5219	0007050	335.9816	24.1336	16.45676491373975	
1	37820U	11053A	18091.67159262	.04847022	93097-5	11856-3	0	9991
2	37820	42.7368	196.1112	0003886	340.8150	19.2351	16.46105415373983	

Приведенный в таблице последний набор TLE относится к моменту времени 18091.67159262. Этому соответствует календарное значение мирового времени (UTC) 16^h 7^m 5.6^s 1 апреля 2018 г.

3. Результаты расчетов

Для каждого из двух способов уточнения НУ (ОФИ и МНК) рассмотрено 9 вариантов значений числа измерений n_z на мерном интервале: 6, 7, ..., 14. В таблице 2 приведены основные результаты каждого из решений задачи при различном числе измерений с учетом последнего измерения:

- оценка баллистического коэффициента \hat{S}_b , м²/кг;
- время падения $time$, h, м 2 апреля 2018 г (UTC);
- остаточная невязка $delt$ по трансверсали в момент последнего измерения, км;

- минимальное и максимальное $delt$ на мерном интервале, $d min$, $d max$, км.

Таблица 2. Основные результаты расчетов

n_z	ОФИ					МНК				
	\hat{S}_b	$time$	$delt$	$d min$	$d max$	\hat{S}_b	$time$	$delt$	$d min$	$d max$
6	0.00255	1:03	1.4	0.9	2.3	0.00254	1:05	0.9	-1.3	2.1
7	0.00257	1:00	0.6	-4.0	0.7	0.00253	1:03	4.3	-1.9	4.3
8	0.00261	0:51	-1.1	-14.1	-1.1	0.00255	1:18	-10.2	-10.2	2.0
9	0.00268	0:41	-0.6	-2.2	30.9	0.00261	0:31	14.5	-5.8	14.5
10	0.00272	0:22	-0.3	-2.1	58.7	0.00262	0:52	-9.7	-9.7	14.0
11	0.00277	0:20	0.3	-1.5	108	0.00268	0:29	1.1	-12.6	16.9
12	0.00279	0:17	-1.3	-3.4	173	0.00270	0:11	10.3	-11.0	15.6
13	0.00280	0:13	5.7	2.9	248	-	-	-	-	-
14	0.00282	0:10	0.4	-1.9	310	-	-	-	-	-

Из этих результатов видно, что для обоих методов уточнения НУ увеличение числа измерений (мерного интервала) приводит к приближению прогнозного времени падения на 53 (54) минуты. Это обусловлено увеличением оценок баллистического коэффициента (торможения в атмосфере), что иллюстрируют также данные рисунка 2.

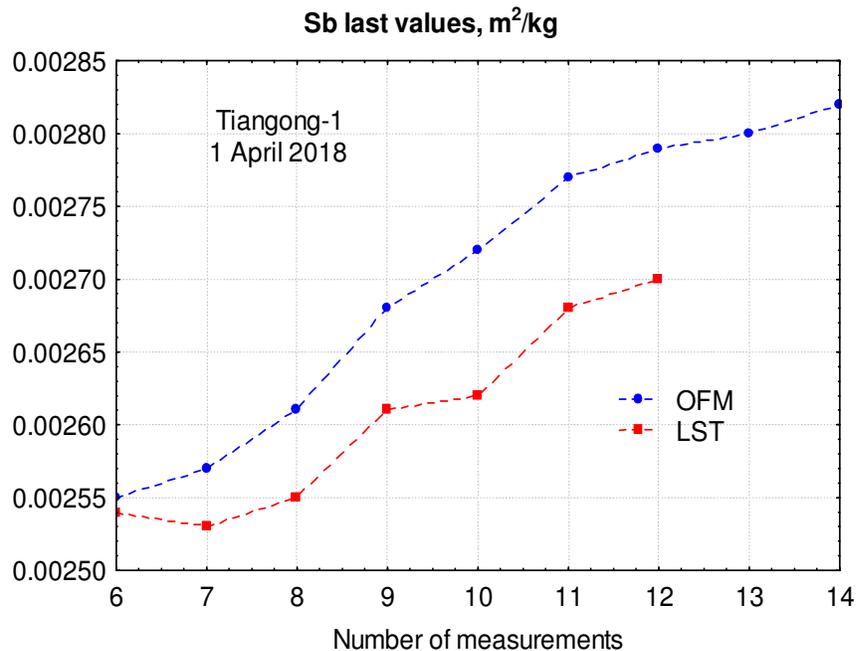


Рисунок 2. Оценки баллистического коэффициента

Здесь важно обратить внимание на то, что при больших мерных интервалах применение МНК не приводит к приемлемому решению: расчетная орбита «вписывается» в измерения со слишком большими остаточными невязками. Кроме того, в этом случае представленная на рисунке зависимость не является монотонной. При малых значениях числа измерений наблюдаются колебания оценок. Такого рода недостатки

отсутствуют в результатах применения ОФИ. При увеличении мерного интервала оценки баллистического коэффициента стабилизируются, а остаточные невязки остаются на прежнем уровне (порядка 1 км).

Принципиальное отличие оценок ОФИ от МНК заключается в том, что они основаны на минимизации погрешностей в последней точке мерного интервала. В МНК старым и новым измерениям присваиваются одинаковые веса. Поэтому все остаточные невязки на мерном интервале имеют один и тот же порядок величины. Это положение иллюстрируют данные рисунка 3, построенного для варианта $n_z=12$.

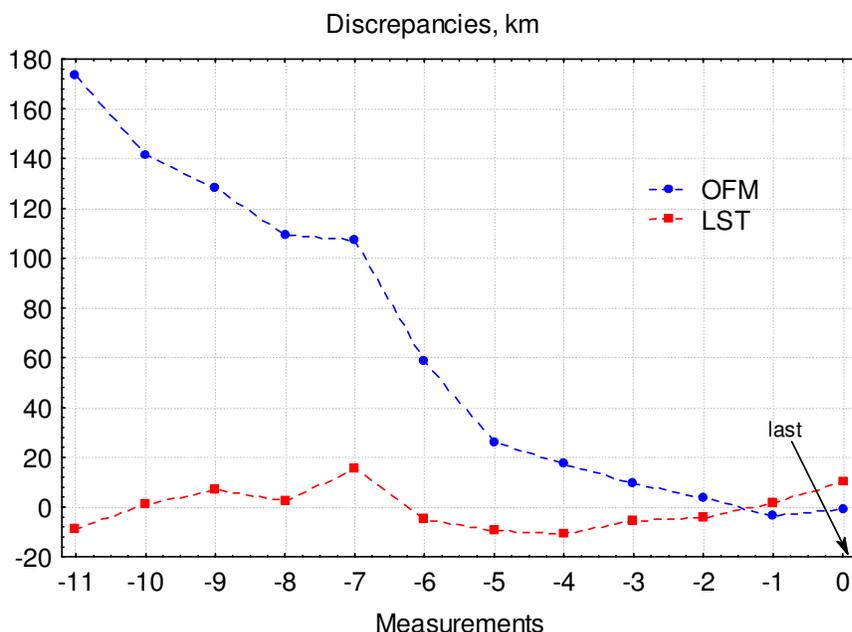


Рисунок 3. Остаточные невязки на мерном интервале при $n_z=12$

При использовании ОФИ остаточная невязка в последней точке мерного интервала составила -1.3 км, а для МНК $delt = 10.3$ км, т. е. ее величина оказалась в 8 раз больше. В таблице 2 эти оценки отмечены жирным шрифтом.

При использовании МНК минимизация погрешностей достигается для вариантов $n_z=6$ и 7, т. е. при мерных интервалах 0.45 - 0.60 суток. В таблице 2 эти варианты выделены голубым фоном. Им соответствует прогнозное время падения $\approx 1^h 4^m 2$ апреля 2018 (UTC).

При использовании ОФИ наиболее достоверные оценки времени падения получены при $n_z > 10$, когда оценки баллистического коэффициента стабилизируются. Этим вариантам соответствует прогнозное время падения в интервале от $0^h 10^m$ до $0^h 20^m$ 2 апреля 2018 (UTC). В таблице 2 эти варианты также выделены голубым фоном. Им соответствует мерный интервал 1.5 - 2.0 суток.

Таким образом, оценки времени падения с использованием МНК существенно превышают соответствующие более достоверные оценки времени падения, полученные с использованием ОФИ.

4. Сравнение с опубликованными оценками времени падения

а) NORAD TIP_msg, сайт[1]

MSG_ EPOCH	INSERT_ EPOCH	DECAY EPOCH	WINDOW	LAT	LON
2018-04-02 00:59:00	2018-04-02 01:07:44	2018-04-02 00:16:00	1	-13.6	195.7
2018-04-01 22:53:00	2018-04-01 23:03:28	2018-04-02 00:49:00	120	-8.9	341.9
2018-04-01 18:18:00	2018-04-01 18:35:42	2018-04-02 00:48:00	120	-9.9	341
2018-04-01 12:18:00	2018-04-01 12:25:23	2018-04-02 00:47:00	180	-13.6	337.1
...

В первой строке приведено сообщение, которое подготовлено уже после падения спутника (в 00^h 16^m 2 апреля). Оно основано на каких-то дополнительных измерениях КА и, по видимому, является наиболее достоверной оценкой времени падения.

Во второй строке приведена последняя прогнозная оценка (00^h 48^m). Интервал прогноза до расчетной точки падения равен 115 минут. Если принять за эталонное значение данные первой строки, то относительная погрешность прогноза составит:

$$\varepsilon = \text{погрешность} / \text{время существования} = 0.28 = 28\%$$

б) Aerospace Corporation (сайт aerospace.org)

“Tiangong-1 is currently predicted to reenter the Earth’s atmosphere around **April 2nd, 2018 00:30 UTC ± 1.7 hours.**

This prediction was performed by The Aerospace Corporation on 2018 April 1”.

Это сообщение не содержит данных об интервале прогноза.

в) ESA data: Update 1 April 2018

“With the latest available orbital data and space weather forecasts, the re-entry prediction window stabilised and shrunk further to a time frame running from the **night of 1 April to the early morning of 2 April (in UTC time)**”.

Это сообщение не содержит конкретных оценок времени падения и интервала прогноза.

г) С. Pardini paper [10]

POSTING EPOCH YYYY/MM/DD HH:MI:SS	ORBIT EPOCH YYYY/MM/DD HH:MI:SS	START EPOCH YYYY/MM/DD HH:MI:SS	COIW EPOCH YYYY/MM/DD HH:MI:SS	END EPOCH YYYY/MM/DD HH:MI:SS
2018/04/01 08:27:06	2018/04/01 06:19:00	2018/04/01 18:42:40	2018/04/02 00:01:23	2018/04/02 05:20:06
2018/04/01 14:00:49	2018/04/01 11:44:53	2018/04/01 20:50:56	2018/04/02 00:44:59	2018/04/02 04:39:00
2018/04/01 17:47:23	2018/04/01 14:39:45	2018/04/01 21:44:06	2018/04/02 00:45:57	2018/04/02 03:47:50
2018/04/01 18:45:59	2018/04/01 16:07:06	2018/04/01 22:13:26	2018/04/02 00:50:26	2018/04/02 03:27:26

Из данных таблицы следует, что относительная погрешность составила

$$\varepsilon=6.6\%$$

В рассматриваемой статье приведены также сведения о том, что по данным Роскосмоса последняя оценка времени падения равна 00^h 50^m. Это сообщение не содержало сведений об интервале прогноза. Итоговые данные приведены ниже на карте.



Post-re-entry assessments of Roscosmos and ISTI/CNR, at 10 km of altitude, based on the last Russian TLE, compared with that of JSpOC, based on the last US TLE

д) V. Yurasov data, частное сообщение 02.04.18 00:13

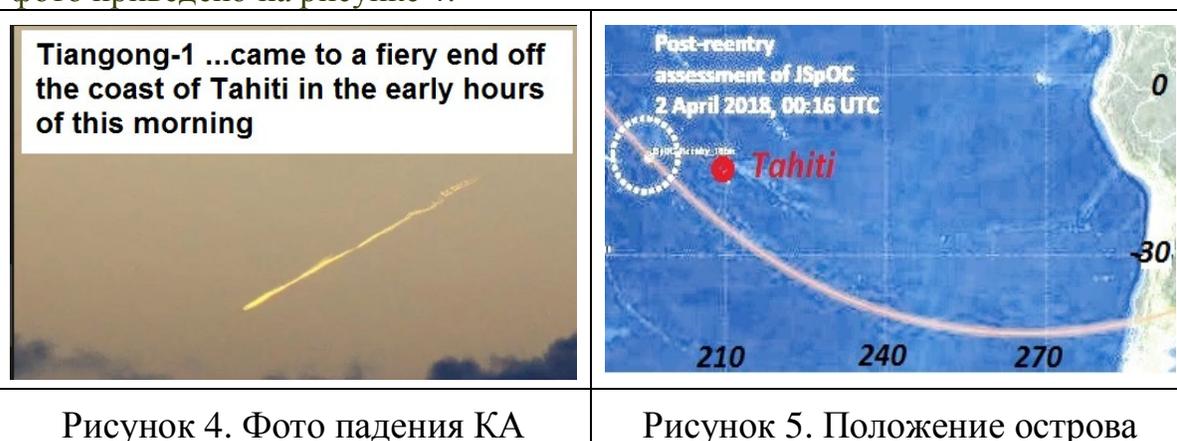
Orbit epoch (UTC)	GOST-1984	GOST-2004	NRMSIS-00
01.04.18 16:07	02.04.18 00:36	02.04.18 00:54	02.04.18 00:45

Приведенные здесь оценки времени падения получены при использовании разных моделей атмосферы. Они находятся в интервале от 00^h 36^m до 00^h 54^m. Этим значениям соответствуют относительные погрешности ε от 3.8% до 7.2%.

Все приведенные выше оценки времени падения находятся в интервале времени от 00^h 30^m до 00^h 54^m. Они получены на основе применения МНК и превышают апостериорную оценку 00^h 16^m на 14 - 38 минут. Этот факт

согласуется с данными таблицы 2 и выводом, что в рассмотренном примере оценки времени падения с использованием МНК существенно превышают соответствующие более достоверные оценки.

Выше отмечалось, что апостериорная оценка времени падения, размещенная на сайте NORAD [1], не содержит данных о высоте КА в момент времени $00^h 16^m$. Для устранения этой неопределенности полезно использовать фотографию падения КА, сделанную на острове Таити во Французской Полинезии и опубликованную в интернете 2 апреля 2018. Это фото приведено на рисунке 4.



На рисунке 5 приведен фрагмент карты Тихого океана с координатами острова Таити и апостериорной точки падения КА. Из этих данных следует, что в объявленный момент падения $00^h 16^m$ высота КА была существенной и что его снижение продолжалось еще несколько минут.

Для оценки высоты КА в момент времени $00^h 16^m$ полезно рассмотреть результаты определения и прогноза орбиты КА с использованием метода ОФИ, которые были представлены в таблице 2. При оптимальных параметрах алгоритма, которые отмечены в таблице голубым цветом, прогнозные оценки высоты составили 80 - 95 км. Аэродинамические нагрузки и нагрев элементов конструкции приводят на этих высотах к разрушению КА, что и зафиксировало фото на острове Таити. Для упомянутых выше вариантов расчета прогнозные оценки времени, когда КА находился в объявленной апостериорной точке падения (широта -13.6° , долгота 195°), находятся в интервале времени от $00^h 10^m$ до $00^h 11^m$. Из этих оценок следует, что временная погрешность прогноза составила 5 - 6 минут. При использовании начальных условий в момент времени $16^h 7^m$ 1 апреля 2018 этому соответствует относительная погрешность прогноза $\varepsilon \approx 1\%$.

Таким образом, применение метода ОФИ позволило в данном случае уменьшить погрешности прогноза по сравнению с применением МНК - в несколько раз.

Выводы

1. На примере определений времени падения КА Tiangong-1 оценено влияние параметров алгоритма уточнения на точность результатов. В качестве параметров алгоритма рассмотрены: характеристики учета атмосферных возмущений при «взвешивание» измерений и величина мерного интервала.
2. В рассмотренном примере оценки времени падения с использованием МНК существенно превышают соответствующие более достоверные оценки времени падения, полученная с использованием ОФИ.
3. Показано, что учет случайных атмосферных возмущений в методе ОФИ приводит к повышению точности результатов в несколько раз.
4. Применение метода ОФИ является актуальным и перспективным направлением совершенствования баллистического обеспечения в интересах повышения безопасности полетов в условиях техногенного засорения ОКП.

Список литературы

1. <http://www.space-track.org>.
2. Назаренко А.И., Маркова Л.Г. Методы определения и прогнозирования орбит при наличии погрешностей в математическом описании движения. Сб. Прикладные задачи космической баллистики, Наука, 1973.
3. Назаренко А.И. Применение метода оптимальной фильтрации измерений для уточнения и прогнозирования орбит космических аппаратов. // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». 2012. № 2. С. 38-43.
4. Nazarenko A.I., How can we increase the accuracy of determination of spacecraft's lifetime? // Acta Astronautica, 115 (2015), pp. 229-236.
5. Назаренко А.И. Задачи стохастической космодинамики. Математические методы и алгоритмы решения. – М.: URSS, 2017, 352 с.
6. aerospace.org
7. Earth's Upper Atmosphere. Density Model for Ballistic Support of the Flight of Artificial Earth Satellites. GOST R 25645.166-2004. Publishing House for the Standards, Moscow, 2004.
8. www.celestrak.com.
9. A.I. Nazarenko, V.S. Yurasov, S.V. Tikhomirova. Determination of the satellite reentry time with allowance for random variations of atmospheric drag. ESOC, Reentry Workshop 2018, Darmstadt.
10. Pardini C., Anselmo L. The uncontrolled re-entry of Tiangong-1. 36th IADC Plenary Meeting (Tsukuba, Japan, 5 – 8 June, 2018).