

УДК 52-87:521.313:531.133.1

НЕУСТОЙЧИВОСТЬ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ВРЕМЕНИ ПАДЕНИЯ СПУТНИКОВ НА ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ

А. И. Назаренко, И. В. Усовик

*Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт
системных исследований Российской академии наук
anazarenko32@mail.ru, usovikiv@mail.ru*

В статье на конкретных примерах показано, что для эллиптических орбит решение задачи определения времени падения спутников может быть неустойчивым.

Ключевые слова: эллиптическая орбита; прогноз движения; вход в атмосферу.

INSTABILITY OF SOLUTION FOR DETERMINATION OF TIME OF SATELLITES FALLING ON ELLIPTIC ORBITS

A. I. Nazarenko, I. V. Usovik

*System Research Institute, Russian Academy of Sciences
anazarenko32@mail.ru, usovikiv@mail.ru*

The article considers specific examples for elliptic orbits. It is shown that the solution for determination of the time of satellites falling can be unstable.

Keywords: elliptic orbit, motion prediction, atmospheric entry.

При решении задач моделирования эволюции космического мусора на низких околоземных орбитах существенную роль играет самоочищение орбит за счет торможения объектов в атмосфере [1]. Поэтому модели снижения объектов в верхних слоях атмосферы нуждаются в постоянной верификации и уточнении. Также большое значение приобретает задача предсказания падения крупных фрагментов космического мусора, отслуживших свой срок спутников, в связи с возможным ущербом для объектов на Земле [2–3]. Методика решения рассматриваемой задачи основана на интегрировании уравнений движения при известных *начальных условиях* (НУ). Особенностью задачи является чувствительность результатов к точности исходной характеристики торможения, например, баллистического коэффициента Sb . Дело в том, что время существования спутников обратно пропорционально характеристике торможения $t_{\text{life}} \approx C/Sb$, где C – некоторая константа [4]. Отсюда следует важная зависимость для оценок погрешностей определения времени существования, которые пропорциональны времени существования

$$\delta t_{\text{life}} \approx -\frac{\delta Sb}{Sb} \cdot t_{\text{life}}. \quad (1)$$

Кроме того, в упомянутой монографии [4] показано, что для эллиптических орбит с малой высотой перигея возможна неустойчивость результатов интегрирования. В этом случае величина δt_{life} оказывается существенно больше ожидаемого значения. Выведено условие неустойчивости, которое зависит от наклона орбиты, аргумента перигея и высоты. Однако никаких реальных данных о наблюдаемой неустойчивости определения времени падения спутников в известных публикациях найти не удалось.

Ниже показаны конкретные примеры неустойчивости. Для расчета времени падения спутников применен метод *оптимальной фильтрации измерений* (ОФИ) [5]. Выбраны данные

о двух спутниках на эллиптических орбитах («Молния-1-44» и 2-я ступень РБ Zenit-2 SB), которые прекратили существование в октябре 2017 г. и в январе 2018 г. соответственно. Важным было, что в обоих случаях имеются наблюдения их времени и места падения.

Время и место входа в плотные слои атмосферы спутника «Молния-1-44»

На сайте компании Aerospace Corporation [6] размещена следующая информация о падении *космического аппарата* (КА) «Молния-1-44».

Re-entry prediction

Predicted Reentry Time: 23 OCT 2017 14:46 UTC $\pm$ 1 hour

Predicted Epoch: 23 OCT 2017 10:07:42.382 UTC

На рис. 1 эти данные нанесены на карту.

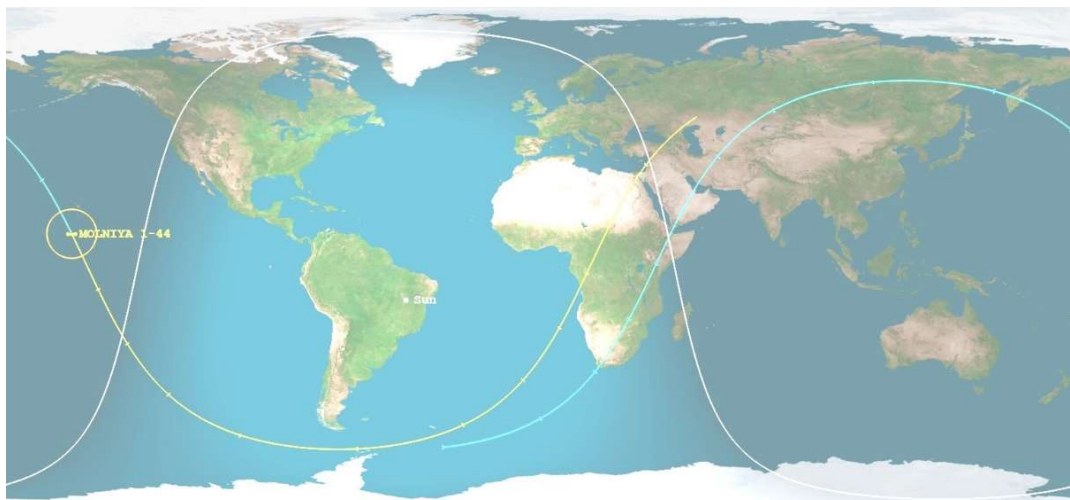


Рис. 1. Данные Aerospace Corporation о возможных районах падения

На карте кружком отмечена расчетная точка падения 23 октября в 14^h 46^m. Прогноз выполнен по НУ за 10^h 07^m. Интервал прогноза составил 279 мин. Назначенное «окно» ($\pm$ 1 час) составляет 21 % от оставшегося времени существования. Результат Американской системы контроля 14^h 02^m [7] отличается от данных рисунка на 44 мин. На карте этому времени соответствует район пролета над Южной Африкой.

На рис. 2 представлены результаты 85 прогнозов движения КА до момента достижения высоты входа в плотные слои атмосферы (80 км) на основе результатов применения методики ОФИ. Расчетные моменты входа находятся в интервале значений от 12 ч 21 октября до 12 ч 24 октября. Минимумы имели место после геомагнитных бурь 1, 11–15 октября. Это является естественным следствием увеличения фактического торможения. Максимальное значение времени входа было достигнуто после минимума оценок S_b – 11 октября, непосредственно перед началом упомянутой выше сильной геомагнитной бури.

Характерной особенностью данных рис. 2 является стабилизация расчетных значений времени входа на интервале времени после 19 октября. Этот район выделен прямоугольником. Такая стабилизация объясняется рядом причин:

- по мере уменьшения высоты спутника растет плотность атмосферы и уменьшается ее изменчивость;
- достоинства применения метода ОФИ в части повышения точности определения и прогнозирования орбит проявляются именно при краткосрочных прогнозах.

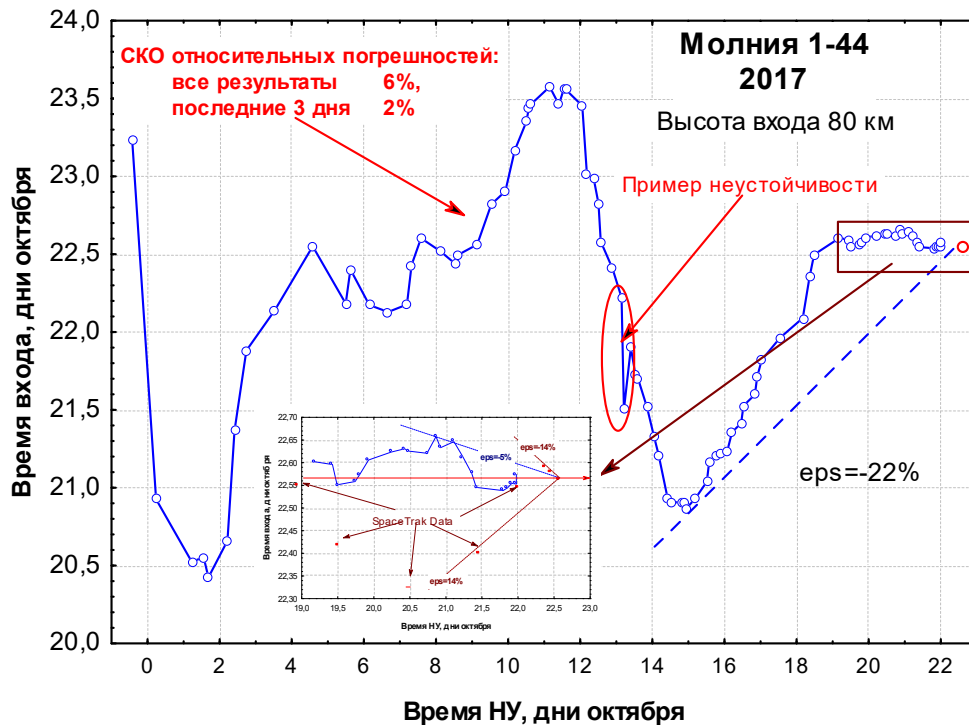


Рис. 2. Прогнозные оценки времени входа в плотные слои атмосферы

Последний прогноз выполнен по начальным условиям 22 октября за 23^h 25^m. Расчетное время входа составило 23 октября 13^h 46^m. Длительность полета КА от момента времени НУ до точки входа ≈ 14 ч.

Из данных рис. 2 видно, что наряду с понятными изменениями прогнозных оценок времени входа, обусловленными влиянием геофизических факторов, имеется одно скачкообразное изменение расчетного времени входа, соответствующее НУ за 14 октября. Данный район выделен красным эллипсом. При начальных условиях за 03^h 21^m 14 октября ожидаемое время входа составило 05^h 17^m 23 октября. При использовании следующих начальных условий за 05^h 02^m той же даты расчетное время входа составило 12^h 03^m 22 октября, т. е. уменьшилось сразу на ≈ 17 ч. При использовании последующих НУ расчетное время входа вернулось к ожидаемым значениям (плавное изменение оценок). Возможность возникновения неустойчивых оценок времени существования спутников была упомянута выше. Доказано, что эта неустойчивость возникает у низких спутников на эллиптических орбитах при некоторых значениях аргумента перигея. Именно таким спутником является КА «Молния-1-44».

Данные этого рисунка очень полезны для объяснения изложенных выше результатов. Видна большая разница высот апогея и перигея, который у этого КА находился на широте $\approx 61^\circ$. На полусуточном интервале прогноза, как и следовало ожидать, высота апогея существенно уменьшилась (на 100 км). На этом интервале высота перигея уменьшалась намного медленнее. В момент последнего перед падением пролета КА в высоких широтах (в момент времени $\approx 12^h 59^m$) высота составила 102 км. После этого началось быстрое уменьшение высоты. Через 48 мин КА снизился до 80 км. Как показывают расчеты, после достижения высоты ≈ 100 км спутники долго не существуют. В большинстве случаев они прекращают существование уже через 20–30 мин. В данном случае это время оказалось намного больше – составило ≈ 50 мин. Это объясняется положением перигея в высоких широтах. Все дело в том, что после пролета перигея высота спутника меняется в результате влияния двух обстоятельств: увеличивается вследствие удаления от перигея, уменьшается под действием торможения и влияния сжатия Земли.

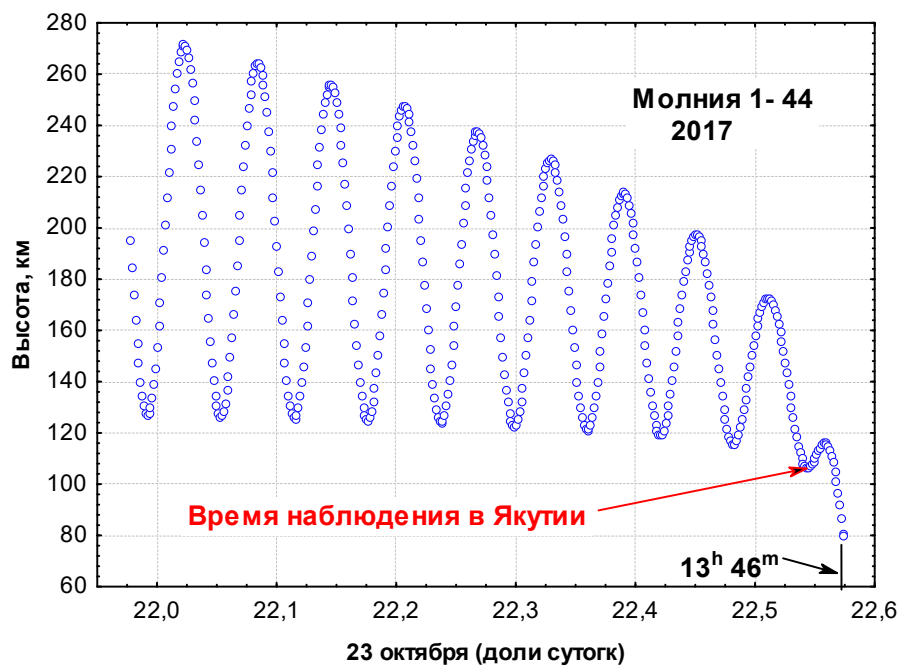


Рис. 3. Изменение высоты при прогнозе до точки входа

Первое обстоятельство приводит к продлению времени существования, однако в данном случае второе обстоятельство оказалось более существенным. Это видно из правой части графика на рис. 3.

Достоверность приведенной здесь оценки времени достижения высоты 80 км ($13^h 46^m$) подтверждают сведения о том, что вечером 23 октября ($12^h 29^m$ UT) жители Якутии наблюдали и сфотографировали падение спутника. Именно в это время КА «Молния 1-44» пролетал над Якутией.

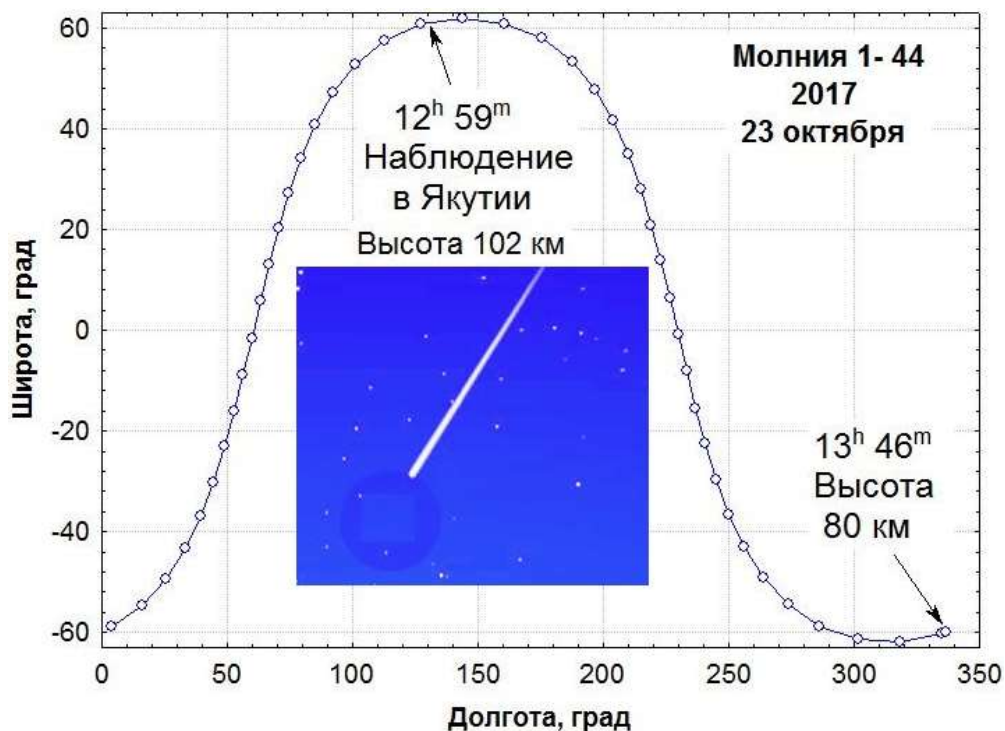


Рис. 4. Координаты подспутниковых точек перед падением КА

Здесь на 86-минутном интервале времени приведен след орбиты на поверхности Земли перед расчетным временем падения КА в 13^h 46^m 23 октября. Правая часть графика (после пролета над Якутией) характеризует наиболее вероятный район сгорания и падения фрагментов КА. Весь этот район относится к Тихому океану и отчасти к юго-западной части Атлантического океана.

Яркое свечение падающих спутников наблюдается обычно при их сгорании в верхних слоях атмосферы. Наблюдение падения в Якутии показывает, что КА начал разрушаться уже на высоте более 102 км. От него отделились легкие элементы конструкции большого размера, имеющие большое отношение площади к массе. Именно такие фрагменты наблюдали жители Якутии. Тяжелые фрагменты разрушения малого размера могли продолжать полет еще несколько десятков минут. **Таким образом, интервал времени от 12^h 59^m до 13^h 46^m 23 октября является наиболее вероятным временем прекращения существования фрагментов КА «Молния 1-44».**

Важной характеристикой точности определения времени входа является относительная погрешность (eps). Она рассчитывается как отношение разности расчетного и эталонного времени входа к оставшемуся времени существования. Эта оценка была рассчитана для всех 85 прогнозов при разных НИ. В качестве эталонного значения использовалось последнее расчетное время входа. По данным всех прогнозов, СКО относительной погрешности составило 6 %, а по данным за последние 3 дня – 2 %.

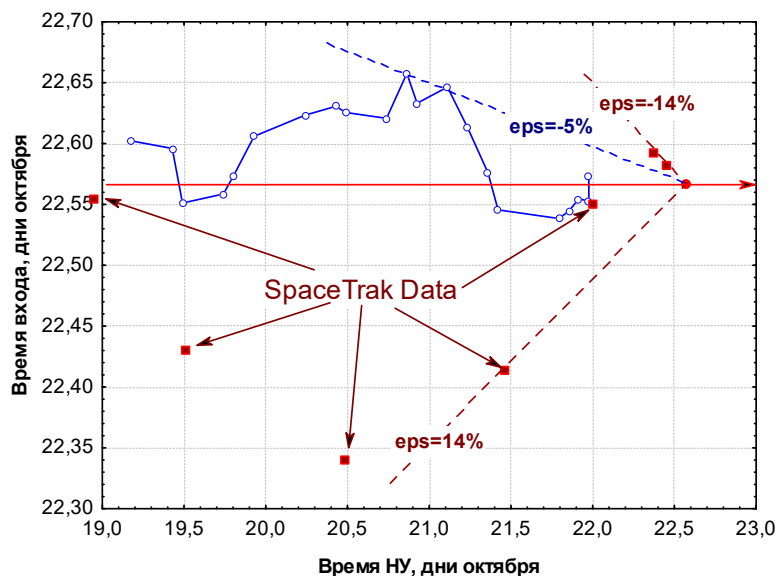


Рис. 5. Сравнение оценок времени падения

Сравнение результатов применения метода ОФИ с данными Space Track приведено на рис. 5, где они помечены коричневыми квадратами. Видно, что в 5 случаях из 7 результаты прогноза времени падения довольно сильно отличаются от эталонного значения. Относительная погрешность достигает 14 %. При использовании методики ОФИ относительная погрешность не превысила 5 % при СКО относительных погрешностей равном 2 %.

Важно отметить, что в Американской системе контроля последнее уточнение параметров орбиты по измерениям было выполнено в 11^h 45^m, т. е. за 2 ч 17 мин до их расчетного времени падения в 14^h 02^m 23 октября. Кроме того, на одном из предыдущих витков они также имели измерения. Объявленное окно (± 29 мин) не противоречит нашим данным, так как момент времени 14^h 02^m – 29^m = 13^h 33^m меньше нашей оценки времени падения 13^h 46^m.

Таким образом, несмотря на существенно лучшие информационные возможности Американской системы контроля, уровень относительных погрешностей их данных (14 %) был в ≈ 3 раза больше результатов применения метода ОФИ.

На рис. 6 представлены окончательные результаты всех рассмотренных выше определений времени и района падения. Красным цветом отмечены данные применения метода ОФИ.



Рис. 6. Данные о возможных районах падения

Таблица 1

Основные результаты

Источник	Время падения	Долгота	Широта
ОФИ	12 ^h 59 ^m - 13 ^h 46 ^m	327.8°	-61.2°
Space Track	14 ^h 02 ^m $\pm$ 29 ^m	23.5°	-28.6°
Aerospace	14 ^h 45 ^m $\pm$ 60 ^m	197.6°	19.8°

Выше было показано, что по данным применения метода ОФИ интервал времени от 12^h 59^m до 13^h 46^m 23 октября является наиболее вероятным временем прекращения существования фрагментов КА «Молния 1-44». По американским данным, левая граница интервала возможного времени падения практически совпадает с результатом прогноза точки падения на основе применения метода ОФИ (13^h 46^m). Однако эти результаты не согласуются с достоверными данными о наблюдении падения фрагментов КА над Якутией в 12^h 59^m 23 октября.

Определение времени и места входа в плотные слои атмосферы 2-й ступени ракеты Zenit-2SB

В статье [8] опубликованы детальные данные о наблюдении падения этого спутника (рис. 7).

Время входа в плотные слои атмосферы (по данным Space Track и Aerospace Corporation [6]) – 27 января 2018 г. 23^h 32^m (UTC).



Рис. 7. Данные о наблюдении падения 2-й ступени ракеты в Перу

На рис. 8 представлены результаты 38 прогнозов движения КА до момента достижения высоты входа в плотные слои атмосферы (80 км) на основе результатов применения методики ОФИ.

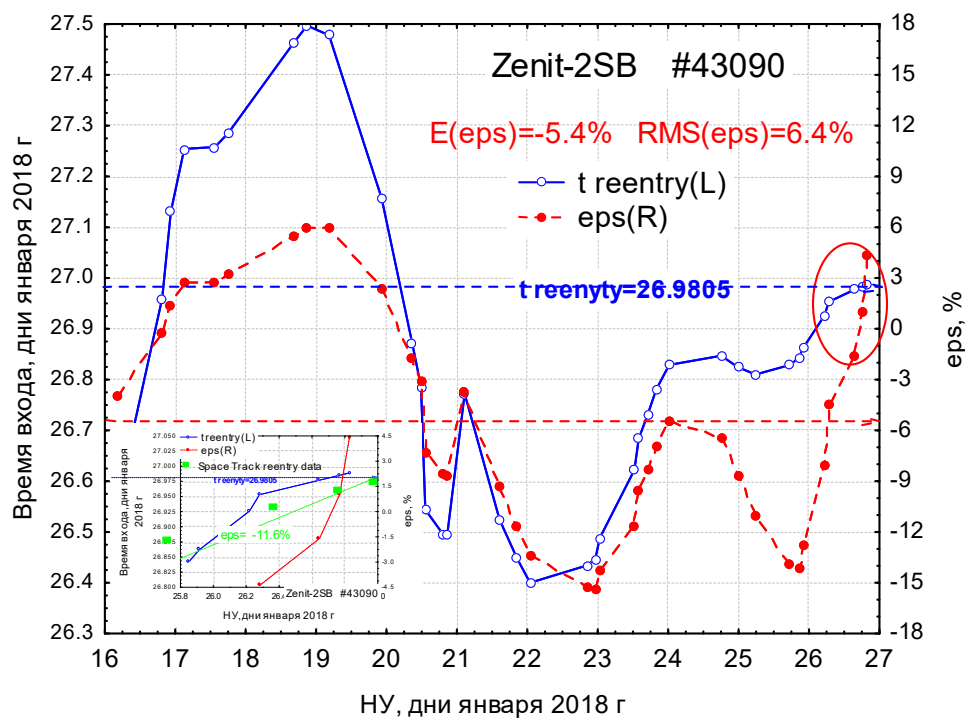


Рис. 8. Прогнозные оценки времени входа в плотные слои атмосферы

Последний прогноз выполнен по НУ за 19^h 52^m 27 января. Расчетное время входа составило 27 января 23^h 44^m. Отличие этой оценки от данных рис. 7 (23^h 32^m) составляет 12^m. При длительности полета КА от момента времени НУ до точки входа (3 ч 40 мин) этому

отличию соответствует относительная погрешность 5 %. У последних четырех прогнозов относительная погрешность (eps) находится в пределах ± 5 %.

В нижнем левом углу в более крупном масштабе представлены те же результаты за последние сутки. Из данных рис. 8 видно, что в течение последних суток перед падением расчетное время падения увеличилось на $\approx 1,5$ ч, т. е. на время одного оборота. Именно в этом обстоятельстве проявилась рассматриваемая в данной статье неустойчивость.

Для пояснения рассмотрим данные рис. 9.

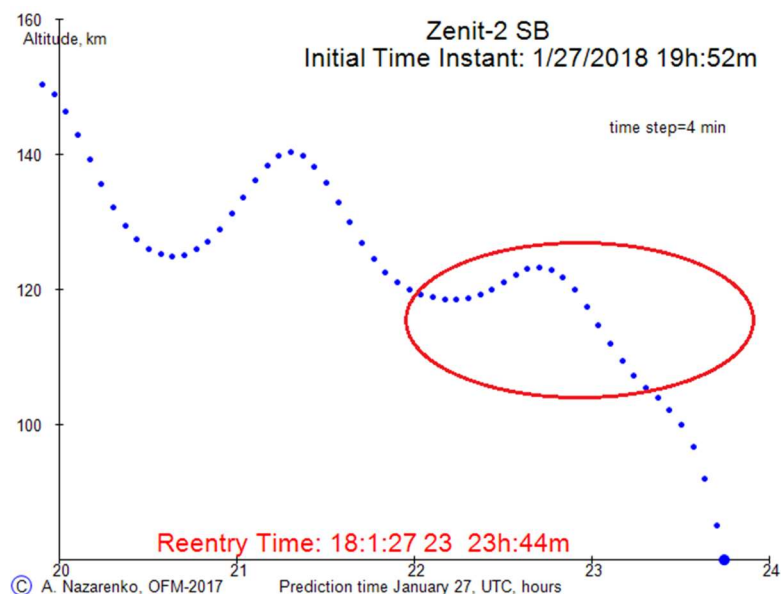


Рис. 9. Изменение высоты на интервале прогноза

При анализе этого графика надо иметь в виду, что точки достижения минимальной высоты находятся в окрестности нисходящего узла. Этим последним трем точкам соответствуют моменты времени: $20^{\text{h}} 36^{\text{m}}$, $22^{\text{h}} 03^{\text{m}}$ и $23^{\text{h}} 30^{\text{m}}$. При использовании прогноза НУ вечером 25 января спутник прекратил существование вскоре после прохождения нисходящего узла в $22^{\text{h}} 03^{\text{m}}$. Однако в результате внесения небольших поправок в НУ при последующих прогнозах спутник прекратил существование в окрестности прохождения следующего нисходящего узла в $23^{\text{h}} 30^{\text{m}}$. Именно в этом проявилась рассматриваемая неустойчивость результатов прогноза.

В заключение раздела обратим внимание на уровень относительных погрешностей определения времени падения (eps) на интервале последних перед падением суток. На рис. 8 данные Space Track (нижний левый угол) помечены зелеными квадратами. Максимальное значение eps достигает 11,6 %. При использовании метода оптимальной фильтрации измерений относительные погрешности оказались в $\approx 2,3$ раза меньше соответствующих результатов Space Track.

Выводы. На примерах определения времени падения КА «Молния-1 44» и 2-й ступени РБ Zenit-2 SB показано, что для спутников на эллиптических орбитах возможны случаи неустойчивых оценок времени прекращения существования. При небольших изменениях начальных условий время падения может сместиться на несколько витков.

На последних сутках перед падением применение метода оптимальной фильтрации измерений обеспечивает уменьшение относительных погрешностей определения времени падения в 2,3–3 раза по сравнению с результатами известных зарубежных специалистов.

Работа выполнялась при поддержке Российского научного фонда, грант № 18–11–00225).

Литература

1. Smirnov N. N., Kiselev A. B., Nazarenko A. I. Mathematical modeling of space debris evolution in the near Earth orbits // Moscow University Mechanics Bulletin, Allerton Press. (Vestnik Moskovskogo Universiteta. Ser. 1. Matematika. Mekhanika). 2002. № 4. P. 33–41.
2. The Reentry of Salyut7/Cosmos-1686 // ESA SP–345. Proceedings of an ESA Workshop held at ESOC, Darmstadt/FRG, 9 Apr. 1991.
3. Re-Entry of Space Debris // ESA SP–246. Proceedings of an ESA Workshop held at ESOC, Darmstadt/FRG, 24–25 Sep. 1985.
4. Назаренко А. И. Скребушевский Б. С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. М. : Машиностроение, 1981. 284 с.
5. Nazarenko A. I. How can we increase the accuracy of determination of spacecraft's lifetime? // Acta Astronautica. 2015. № 115. P. 229–236.
6. Center for orbital and reentry debris studies // Aerospace. URL: <http://www.aerospace.org/cords/> (дата обращения: 20.05.2018).
7. Space-Track.org. URL : <http://www.space-track.org> (дата обращения: 20.05.2018).
8. Pardini C., Anselmo L. Uncontrolled re-entries of massive space objects. 4-th International Space Debris Re-entry Workshop ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, 28 February – 1 March, 2018.