



Бойзелинк Т., Ван Бавинхов К.,
Абрашкин В.И., Казакова А.Е.,
Панкратов В.А., Сазонов В.В.

Определение
вращательного движения
спутника 'Фотон М-3' по
данным измерений его
угловой скорости и
напряженности магнитного
поля Земли

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Определение вращательного движения спутника 'Фотон М-3' по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли / Т.Бойзелинк [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2009. № 69. 19 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-69>

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
им. М.В. Келдыша

Т. Бойзелинк, К. Ван Бавинхов, В.И. Абрашкин,
А.Е. Казакова, В.А. Панкратов, В.В. Сазонов

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ
СПУТНИКА *ФОТОН М-3* ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ ЕГО
УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И НАПРЯЖЕННОСТИ
МАГНИТНОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ

Москва - 2009

Аннотация

Выполнена реконструкция вращательного движения спутника *Фотон М-3* по данным бортовых измерений векторов угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли (МПЗ). Методика реконструкции основана на кинематических уравнениях вращательного движения твердого тела. В рамках этой методики данные измерений обоих типов, собранные на некотором отрезке времени, обрабатываются совместно. Измерения угловой скорости сглаживаются тригонометрическими полиномами, которые подставляются в кинематические уравнения Пуассона для элементов матрицы перехода от системы координат, связанной со спутником, к гринвичской системе координат. Полученные таким образом уравнения представляют собой кинематическую модель вращательного движения спутника. Решение этих уравнений, реконструирующее фактическое движение, находится из условия наилучшей в смысле метода наименьших квадратов аппроксимации данных измерений вектора напряженности МПЗ с его расчетными значениями. Реконструкция выполнена на 9 интервалах времени продолжительностью по 84 мин. Как оказалось, ее результаты практически совпадают с результатами, полученными с помощью интегральной статистической методики, использующей только измерения МПЗ и полные уравнения движения спутника.

T. Beuselinck, C. Van Bavinchove, V.I. Abrashkin, A.E. Kazakova, V.A. Pankratov, V.V. Sazonov. Determining the attitude motion of the spacecraft *Foton M-3* on measurements of its angular rate and the strength of the Earth magnetic field. The paper presents the results of reconstruction of the attitude motion of the spacecraft *Foton M-3*. The reconstruction are based on processing the measurements of two vectors: the spacecraft angular rate and the strength of the Earth magnetic field. The processing technique uses kinematical equations of the attitude motion of a rigid body. In its framework, the measurement data of both types, collected on a time interval, are processed jointly. The angular rate data are smoothed by trigonometric polynomials and those polynomials are substituted in Poisson kinematical equations for elements of the transition matrix, which transforms the spacecraft coupled coordinate system to the Greenwich one. The equations obtained present the kinematical model of a spacecraft attitude motion. The solution of the equations, which approximates the real motion, is found by the least squares method from the condition of the best agreement between measurement and calculation data of the magnetic strength. The reconstruction were made for 9 time intervals, each interval having the length of 84 min. The results proved to be very close to the results obtained by the technique that uses the magnetic measurements only and the full system of spacecraft motion.

1. Измерения угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли на спутнике Фотон М-3. На *Фотоне М-3* имелись трехосный датчик угловой скорости системы управления движением и четыре трехосных магнитометра аппаратуры DIMAS. Как измерения угловой скорости, так и измерения напряженности магнитного поля Земли (МПЗ), взятые по отдельности, позволяют реконструировать вращательное движение спутника [1, 2], но для такой реконструкции необходимо использовать интегральные статистические методики, основанные на полных — кинематических и динамических — уравнениях движения. Динамические уравнения содержат явные выражения моментов, приложенных к спутнику внешних сил. Такие выражения могут оказаться не достаточно точными, поэтому желательно проверить правильность реконструкции движения другими средствами. Проверку можно выполнить, обработав совместно оба вида указанных измерений с помощью кинематической модели вращательного движения спутника. В основе этой модели лежат кинематические уравнения Пуассона для элементов матрицы перехода от системы координат, связанной со спутником, к гринвичской системе координат. Входящие в эти уравнения компоненты угловой скорости задаются в виде функций времени, которые строятся по данным измерений. Решение уравнений Пуассона, реконструирующее фактическое движение спутника, находится из условия наилучшего, в смысле метода наименьших квадратов, согласования данных измерений вектора напряженности МПЗ с его расчетными значениями. Такая методика не зависит от выражений внешних моментов и может служить средством разного рода проверок. Ранее такая методика использовалась для определения движения спутников *Фотон-12* и *Фотон М-2* [3, 4].

В случае *Фотона М-3* методика, основанная на кинематических уравнениях, позволила реконструировать движение на 9 интервалах времени, отвечающих проведенным сеансам измерений угловой скорости. Полученные результаты сравниваются с результатами реконструкции, выполненных на тех же интервалах по одним только измерениям МПЗ с помощью методики, основанной на полных уравнениях движения. Опишем основные этапы реконструкции. Начнем с подготовки данных измерений.

И данные измерений МПЗ, и данные измерений угловой скорости интерпретировались в жестко связанной со спутником *приборной системе координат* $Oy_1y_2y_3$. Точка O — центр масс спутника, ось Oy_1 параллельна продольной оси спутника и направлена от спускаемого аппарата к приборному отсеку. Сеансы измерений угловой скорости охватывали отрезки времени длиной 84 мин. Всего было проведено 9 сеансов измерений. Данные измерений, полученные во время одного сеанса, представляют собой совокупность чисел

$$t_m^\Omega, \Omega_1^{(m)}, \Omega_2^{(m)}, \Omega_3^{(m)} \quad (m = 0, 1, \dots, M), \quad (1)$$

где $\Omega_i^{(m)}$ ($i = 1, 2, 3$) — значения компонент угловой скорости спутника в приборной системе координат в момент времени t_m^Ω , $t_{m+1}^\Omega - t_m^\Omega = 12$ с.

Чтобы использовать эти данные в кинематической модели движения спутника, их необходимо аппроксимировать гладкими функциями времени. Аппроксимация данных (1) выполнялась с помощью дискретных рядов Фурье [3 — 5] независимо для каждой векторной компоненты. Последовательности точек $(t_m^\Omega, \Omega_i^{(m)})$, $m = 0, 1, \dots, N$, аппроксимировались выражениями

$$\chi_i(t) = a_{i,K+1} + a_{i,K+2}(t - t_0^\Omega) + \sum_{k=1}^K a_{i,k} \sin \frac{\pi k(t - t_0^\Omega)}{t_M^\Omega - t_0^\Omega}, \quad (2)$$

где $a_{i,k}$ — коэффициенты и число K одинаково для всех $i = 1, 2, 3$. Это число должно не превосходить $M-1$ и быть таким, чтобы выражения (2) позволяли с высокой точностью аппроксимировать на отрезке $t_0^\Omega \leq t \leq t_M^\Omega$ переменные ω_i в решениях уравнений вращательного движения спутника, описывающих его возможные движения. Коэффициенты $a_{i,k}$ находились методом наименьших квадратов, затем коэффициенты при старших гармониках корректировались с помощью специальных множителей [3 — 5] для ослабления присутствия в (2) высоких частот. Обычно среднеквадратичные ошибки равенств $\Omega_i^{(m)} = \chi_i(t_m^\Omega)$ были менее $0.006^\circ/\text{с}$.

Измерения напряженности МПЗ выполнялись непрерывно в течение всего полета. Промежутки времени между соседними измерениями варьируются в пределах от 1 до 12 с, а в среднем составляют около 5 с. Для обработки с помощью кинематической модели движения выбирались ряды этих измерений, охватывающие с запасом примерно в 5 мин с обоих концов данные сеансов измерений угловой скорости. Подготовка данных измерений МПЗ к обработке выполнялась следующим образом. Измерения, относящиеся к отрезку времени $t_0 \leq t \leq t_0 + T$, сглаживались дискретными рядами Фурье $f_i(t)$ ($i = 1, 2, 3$) вида (2). Принималось, что ряды $f_i(t)$ задают на этом отрезке компоненты $h_i(t)$ вектора местной напряженности МПЗ в приборной системе координат. Обычно, средние квадратические ошибки сглаживания измерений каждой векторной компоненты напряженности МПЗ были менее 30γ . Далее вычислялся набор чисел

$$h_i^{(n)} = f_i(t_n), \quad t_n = t_0 + Tn/N \quad (i = 1, 2, 3; n = 0, 1, \dots, N). \quad (4)$$

Величины $h_i^{(n)}$ называются псевдоизмерениями. Они представляют собой приближенные значения компонент h_i в моменты времени t_n . Обычно $T/N \approx 1$ мин.

2. Кинематическая модель движения спутника. Спутник считаем твердым телом, геоцентрическое движение центра масс которого — кеп-

лерово эллиптическое. Элементы этого движения определяются по данным траекторных измерений (ср. [1]). Для записи уравнений движения спутника относительно центра масс и соотношений, необходимых при обработке данных измерений, будем использовать введенную выше приборную систему координат $Oy_1y_2y_3$ и *гринвичскую систему координат* $OX_1X_2X_3$.

Матрицу перехода от системы $Oy_1y_2y_3$ к гринвичской системе обозначим $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$, где a_{ij} — косинус угла между осями OX_i и Oy_j . Кинематические уравнения вращательного движения спутника запишем в виде уравнений Пуассона для первой и второй строк этой матрицы — направляющих косинусов осей OX_1 и OX_2 в системе координат $Oy_1y_2y_3$

$$\begin{aligned}
\dot{a}_{11} &= a_{12}\omega_3 - a_{13}\omega_2 + \omega_e a_{21}, \\
\dot{a}_{12} &= a_{13}\omega_1 - a_{11}\omega_3 + \omega_e a_{22}, \\
\dot{a}_{13} &= a_{11}\omega_2 - a_{12}\omega_1 + \omega_e a_{23}, \\
\dot{a}_{21} &= a_{22}\omega_3 - a_{23}\omega_2 - \omega_e a_{11}, \\
\dot{a}_{22} &= a_{23}\omega_1 - a_{21}\omega_3 - \omega_e a_{12}, \\
\dot{a}_{23} &= a_{21}\omega_2 - a_{22}\omega_1 - \omega_e a_{13}, \\
\omega_i &= \Delta_i + \chi_i(t - \tau) \quad (i = 1, 2, 3).
\end{aligned} \tag{2}$$

Здесь точкой обозначено дифференцирование по времени t , ω_i — компоненты вектора абсолютной угловой скорости спутника в системе $Oy_1y_2y_3$, $\chi_i(t)$ — выражения (2), аппроксимирующие измерения угловой скорости, Δ_i — постоянные смещения в этих измерениях, ω_e — модуль абсолютной угловой скорости Земли, τ — смещение шкалы времени аппаратуры DIMАС относительно шкалы времени системы управления движением спутника. Параметры τ и Δ_i считались неизвестными и определялись из обработки данных измерений МПЗ наряду с начальными условиями движения спутника.

Положим $I_\Omega(\tau) = [t_0^\Omega + \tau, t_M^\Omega + \tau]$, $I_H = [t_0, t_0 + T]$. Уравнения (4) рассматриваются при значениях τ и t , удовлетворяющих условиям $I_\Omega(\tau) \subset I_H$, $t \in I_\Omega(\tau)$. Недостающие элементы третьей строки матрицы перехода $\|a_{ij}\|$ вычисляются как векторное произведение ее первой и второй строк.

Переменные a_{1i} и a_{2i} зависимы, они связаны условиями ортогональности матрицы $\|a_{ij}\|$. По этой причине в программах обработки данных измерений начальные условия для a_{1i} и a_{2i} выражаются через углы γ , δ и β , которые вводятся так, чтобы систему $Oy_1y_2y_3$ можно было получить из системы $OX_1X_2X_3$ тремя последовательными поворотами: 1) на угол $\delta + \pi/2$ вокруг оси OX_2 , 2) на угол β вокруг новой оси OX_3 , 3) на угол γ вокруг новой оси OX_1 , совпадающей с осью Oy_1 . Выражения для a_{1i} и a_{2i} через углы γ , δ и β имеют вид

$$\begin{aligned}
a_{11} &= -\sin \delta \cos \beta, & a_{21} &= \sin \beta, \\
a_{12} &= \cos \delta \sin \gamma + \sin \delta \sin \beta \cos \gamma, & a_{22} &= \cos \beta \cos \gamma, \\
a_{13} &= \cos \delta \cos \gamma - \sin \delta \sin \beta \sin \gamma, & a_{23} &= -\cos \beta \sin \gamma,
\end{aligned}$$

3. Методика реконструкции вращательного движения спутника, по данным измерений его угловой скорости и вектора напряженности МПЗ. Следуя методу наименьших квадратов, аппроксимацией фактического движения спутника на отрезке $I_\Omega(\tau)$ будем считать решение системы (4), доставляющее минимум функционалу [3, 4]

$$\Phi = \sum_{i=1}^3 \left\{ \sum_{n \in U(\tau)} [h_i^{(n)} - \hat{h}_i(t_n)]^2 - N_\tau \tilde{\Delta}_{Hi}^2 \right\}, \quad (5)$$

$$\tilde{\Delta}_{Hi} = \frac{1}{N_\tau} \sum_{n \in U(\tau)} [h_i^{(n)} - \hat{h}_i(t_n)], \quad U(\tau) = \{n : t_n \in I_\Omega(\tau)\},$$

$$\hat{h}_i(t) = \sum_{j=1}^3 H_j(t) a_{ji}(t).$$

Здесь $\tilde{\Delta}_{Hi}$ — постоянные смещения в псевдоизмерениях МПЗ, $H_i(t)$ — расчетные значения компонент напряженности МПЗ в гринвичской системе координат в момент времени t , N_τ — число элементов множества $U(\tau)$. Функции $H_i(t)$ строятся с использованием кеплеровой аппроксимации орбитального движения спутника и аналитической модели МПЗ IGRF2005.

Отыскание решения системы (4), реконструирующего фактическое вращательное движение спутника, состоит в минимизации функционала (5) по начальным условиям этого решения $\gamma_0 = \gamma(t_0^\Omega + \tau)$, $\delta_0 = \delta(t_0^\Omega + \tau)$, $\beta_0 = \beta(t_0^\Omega + \tau)$ и смещениям Δ_i , τ . Минимизация выполнялась способом, описанным в [3, 4]. Точность построенной таким образом реконструкции характеризовалась стандартными отклонениями ошибок аппроксимации псевдоизмерений (3) и найденных оценок вектора $z = (\gamma_0, \delta_0, \beta_0, \Delta_1, \Delta_2, \Delta_3, \tau)$, полученными в рамках метода наименьших квадратов. Принятый способ расчета указанных характеристик соответствует следующим допущениям: 1) ошибки в псевдоизмерениях (3) некоррелированы и имеют одинаковые дисперсии, 2) средние значения ошибок, относящихся к одной и той же компоненте напряженности МПЗ h_i , равны.

Приведем расчетные формулы. Пусть $z_* = \operatorname{argmin} \Phi(z)$, C — вычисленная в точке z_* матрица системы нормальных уравнений, возникающей при минимизации $\Phi(z)$ по z методом Гаусса-Ньютона (матрица $2C$ приближенно

равна матрице квадратичной формы $d^2\Phi(z_*)$. Тогда стандартное отклонение ошибок аппроксимации псевдоизмерений (3) находится по формуле

$$\sigma = \sqrt{\frac{\Phi(z_*)}{3N_{\tau_*} - 10}},$$

ковариационная матрица оценки z_* равна $\sigma^2 C^{-1}$. Стандартные отклонения компонент этой оценки суть квадратные корни из соответствующих диагональных элементов ковариационной матрицы. Рассчитанные описанным способом стандартные отклонения оценок величин $\gamma_0, \delta_0, \beta_0, \Delta_i, \tau$ будем обозначать $\sigma_\gamma, \sigma_\delta, \sigma_\beta, \sigma_{\Delta_i}, \sigma_\tau$.

Результаты реконструкции вращательного движения *Фотона М-3* по описанной методике приводятся ниже. Эти результаты сравниваются с результатами аналогичной реконструкции, выполненной на отрезках I_H с помощью методики [6], основанной на полной системе уравнений движения твердого тела и использующей только псевдоизмерения МПЗ (3). Существует несколько методик такого рода. Все они минимизируют функционал (5) на отрезке I_H и отличаются только набором уточняемых параметров математической модели. Ниже сравнение дается с результатами применения не самой сложной методики, обозначенной в [6] как М15.

4. Результаты определения вращательного движения. Результаты определения фактического движения *Фотона М-3* с помощью методики предыдущего разделе и методики М15 из [6] приведены в табл. 1, 2 и на рис. 1 — 9. Табл.1 иллюстрирует применение методики, основанной на кинематических уравнениях. Здесь для каждого имеющегося отрезка данных измерений угловой скорости приведены его скорректированная начальная точка $t_0^\Omega + \tau$ (номер витка орбиты — В, день сентября 2007 г. — Д, декретное московское время), число N_τ включенных в обработку псевдоизмерений (3) на заключительном этапе минимизации функционала (5), оценка сдвига времени τ , стандартные отклонение ошибок в псевдоизмерениях (3) и стандартные отклонения уточняемых параметров модели. Стандартные отклонения $\sigma_\gamma, \sigma_\delta, \sigma_\beta$ выражены в радианах, единицей измерения величин σ_{Δ_i} ($i = 1, 2, 3$) служит 0.001 с^{-1} .

Табл. 2 содержит некоторые результаты применения методики М15. В ней приведены начальная точка t_0 отрезка I_H (номер витка орбиты — В, декретное московское время), стандартные отклонение ошибок в псевдоизмерениях (3) и стандартные отклонения шести (из 15) уточняемых параметров модели: $\gamma(t_0), \delta(t_0), \beta(t_0), \omega_i(t_0)$ ($i = 1, 2, 3$). Эти стандартные отклонения обозначены $\sigma_\gamma, \sigma_\delta, \sigma_\beta$ (выражены в радианах) и σ_{ω_i} (выражены в 0.001 с^{-1}). Для отрезка I_H , пересекающегося с витком 65, $N = 92$; для остальных отрезков $N = 93$.

Рисунки иллюстрируют реконструированное движение спутника и точность аппроксимации псевдоизмерений (3) функциями $\hat{h}_i(t)$ в (5). Время на рисунках измеряется в минутах от момента, который, как правило, на несколько часов предшествует начальной точке иллюстрируемого отрезка I_H . Каждый из рисунков естественным образом разбивается на три части — левую, среднюю и правую. В правой части в каждой системе координат маркерами указаны точки $(t_n, h_i^{(n)} - \tilde{\Delta}_{Hi})$, $n = 0, 1, \dots, N$, а сплошными линиями изображены два графика соответствующей функции $\hat{h}_i(t)$. Один из графиков построен в рамках кинематической модели, другой — в рамках модели М15. При выбранном масштабе рисунков эти графики неразличимы.

Средние части рисунков содержат графики зависимости от времени компонент ω_i угловой скорости спутника. Сплошные кривые суть графики функций $\omega_i(t)$, полученные в рамках модели М15, маркерами обозначены точки $(t_n, \chi(t_n - \tau) + \Delta_i)$, $n \in U(\tau)$.

Левые части рисунков содержат графики зависимости от времени углов γ, δ, β . Сплошные кривые суть графики, полученные в рамках модели М15, маркерами указаны значения углов, рассчитанные в рамках кинематической модели в точках t_n , $n \in U(\tau)$.

Сопоставление данных в табл. 1, 2 и анализ рисунков позволяют заключить, что кинематическая модель позволяет реконструировать движение спутника *Фотон М-3* примерно с такой же точностью, что и модель М15.

Данная работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 08-01-00467).

Литература

- [1] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Неуправляемое вращательное движение спутника *Фотон М-2* и квазистатические микроускорения на его боту. *Космические исследования*, 2007, т. 45, № 5, с. 450-470.
- [2] Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Сазонов В.В., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника *Фотон М-2* по данным бортовых измерений угловой скорости. *Космические исследования*, 2008, т. 46, № 2, с. 148-167.
- [3] Абрашкин В.И., Волков М.В., Воронов К.Е., Егоров А.В., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д. Определение вращательно-

го движения спутника по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения. *Космические исследования*, 2005, т. 43, № 4, с. 295-305.

- [4] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Панкратов В.А., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Стратилатов Н.Р. Определение вращательного движения спутника *Фотон М-2* по данным измерений его угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли с использованием кинематической модели движения. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, № 60, 2006.
- [5] Ланцош К. Практические методы прикладного анализа. М., Физматгиз, 1961.
- [6] Бойзелинк Т., Ван Бавинхов К., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Сазонов В.В. Определение вращательного движения спутника *Фотон М-3* по данным бортовых измерений магнитного поля Земли. Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН № 80, 2008.

Таблица 1. Обработка с помощью кинематической модели

В	Д	$t_0^\Omega + \tau$	N_τ	σ	$\tau(c)$	$\sigma_\tau(c)$
17	15	14 : 10 : 37	83	468	15.5	2.3
33	16	14 : 06 : 28	83	407	25	4.6
49	17	14 : 05 : 16	84	569	6.4	1.1
65	18	14 : 04 : 18	83	624	5.6	1.0
81	19	13 : 57 : 11	83	442	12.3	0.7
96	20	12 : 29 : 12	84	506	12.4	0.6
113	21	13 : 54 : 03	83	666	16.1	0.6
128	22	12 : 26 : 51	84	566	11.3	0.5
144	23	12 : 25 : 32	84	454	9.8	0.4

В	σ_γ	σ_δ	σ_β	$\sigma_{\Delta 1}$	$\sigma_{\Delta 2}$	$\sigma_{\Delta 3}$
17	0.0022	0.0027	0.0048	0.0043	0.0024	0.0038
33	0.0056	0.0048	0.0027	0.0049	0.0035	0.0020
49	0.0064	0.0067	0.0031	0.0043	0.0058	0.0064
65	0.0039	0.0035	0.0047	0.0047	0.0061	0.0053
81	0.0034	0.0026	0.0048	0.0040	0.0042	0.0041
96	0.0343	0.035	0.0039	0.0027	0.0044	0.0060
113	0.0062	0.0049	0.0050	0.0039	0.012	0.011
128	0.0053	0.0046	0.0054	0.0036	0.0097	0.012
144	0.0074	0.0026	0.0023	0.0098	0.0090	0.023

Таблица 2. Обработка с помощью динамической модели

Вит.	t_0	σ	σ_γ	σ_δ	σ_β	$\sigma_{\omega 1}$	$\sigma_{\omega 2}$	$\sigma_{\omega 3}$
17	14 : 05 : 21	360	0.0048	0.0046	0.0054	0.016	0.0078	0.016
33	14 : 01 : 03	408	0.0094	0.013	0.0051	0.035	0.019	0.013
49	14 : 00 : 10	430	0.0082	0.0061	0.0046	0.021	0.013	0.025
65	13 : 59 : 12	429	0.0069	0.0058	0.0048	0.020	0.021	0.0069
81	13 : 51 : 59	417	0.013	0.011	0.0043	0.030	0.019	0.019
96	12 : 24 : 00	357	0.0084	0.0023	0.0034	0.032	0.0093	0.025
113	13 : 48 : 47	478	0.0080	0.0049	0.0068	0.026	0.020	0.029
128	12 : 21 : 40	414	0.0067	0.0042	0.0037	0.035	0.014	0.018
144	12 : 20 : 22	476	0.0056	0.0072	0.0044	0.031	0.019	0.023

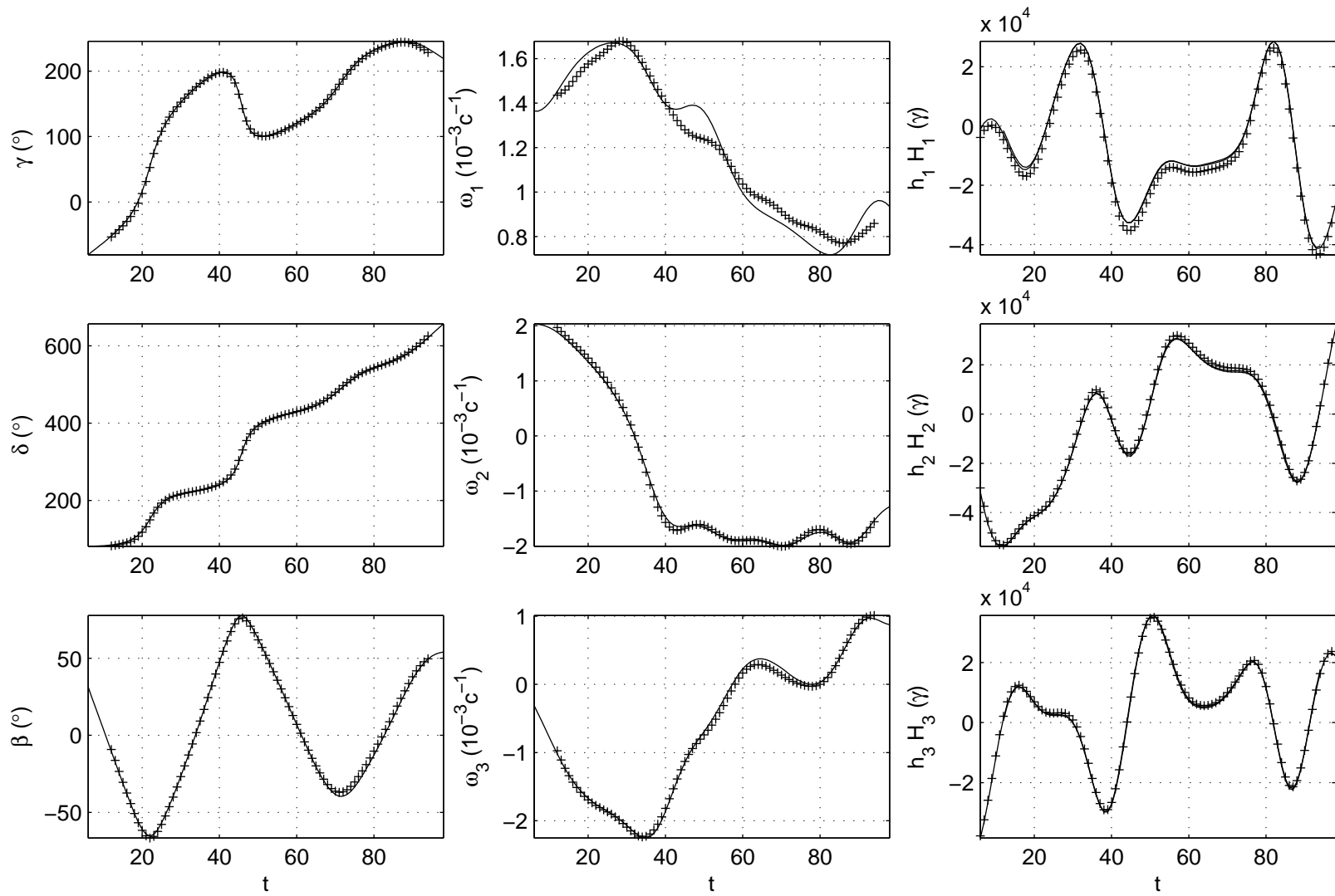


Рис. 1: Виток 17. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 13 : 59 : 57 15.09.2007

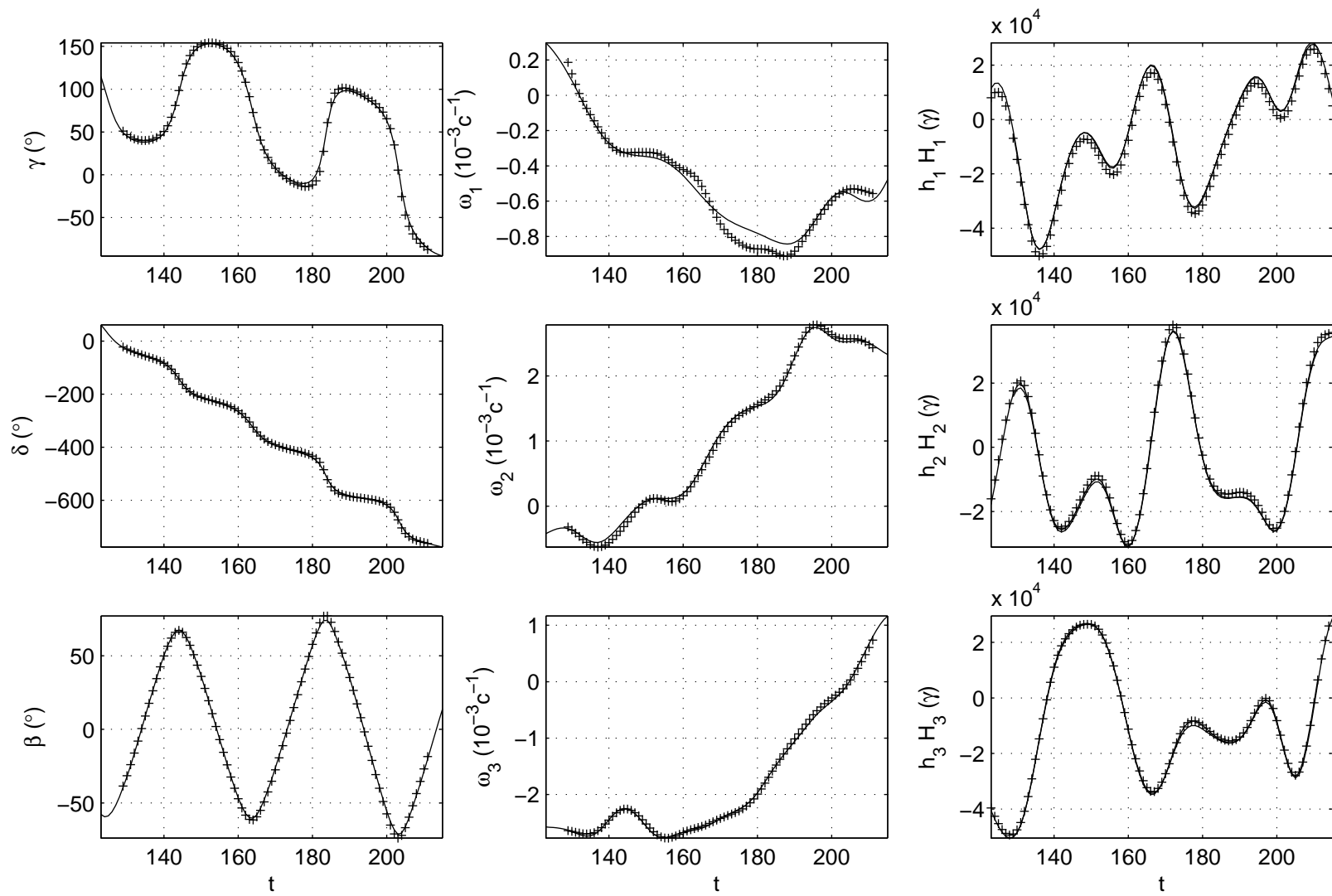


Рис. 2: Виток 33. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 11 : 58 : 55 16.09.2007

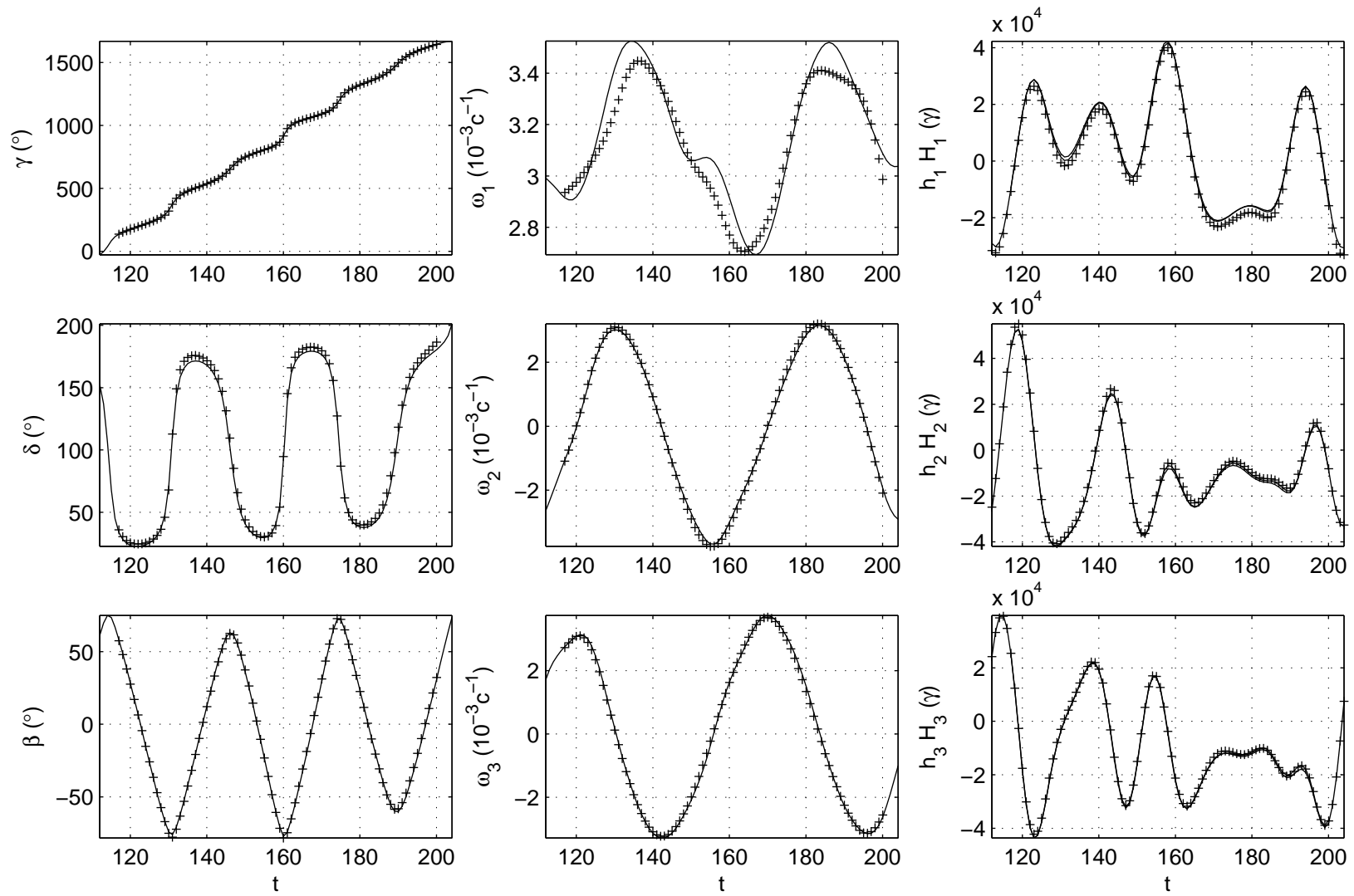


Рис. 3: Виток 49. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 12 : 08 : 59 17.09.2007

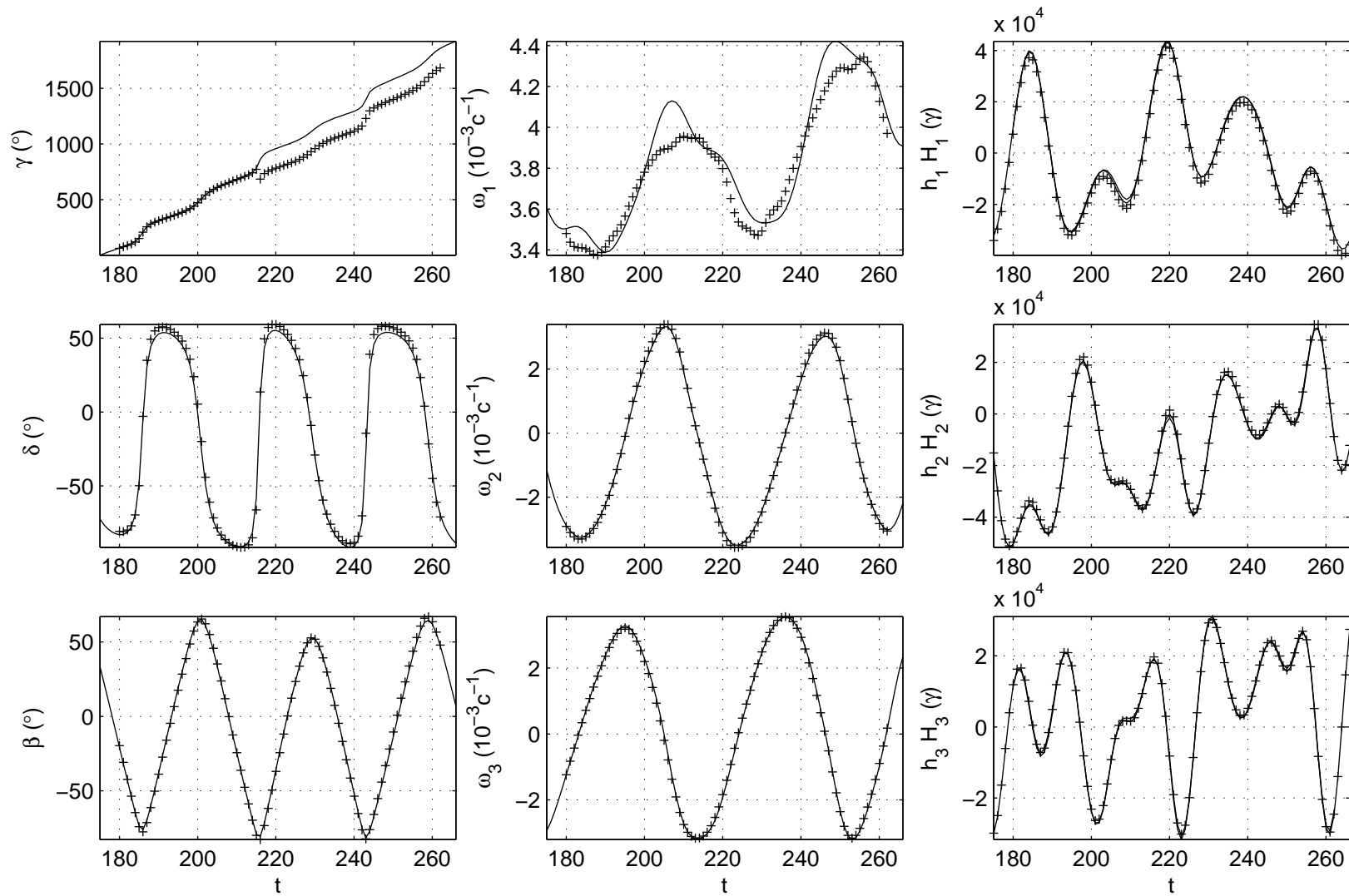


Рис. 4: Виток 65. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 11 : 05 : 41 18.09.2007

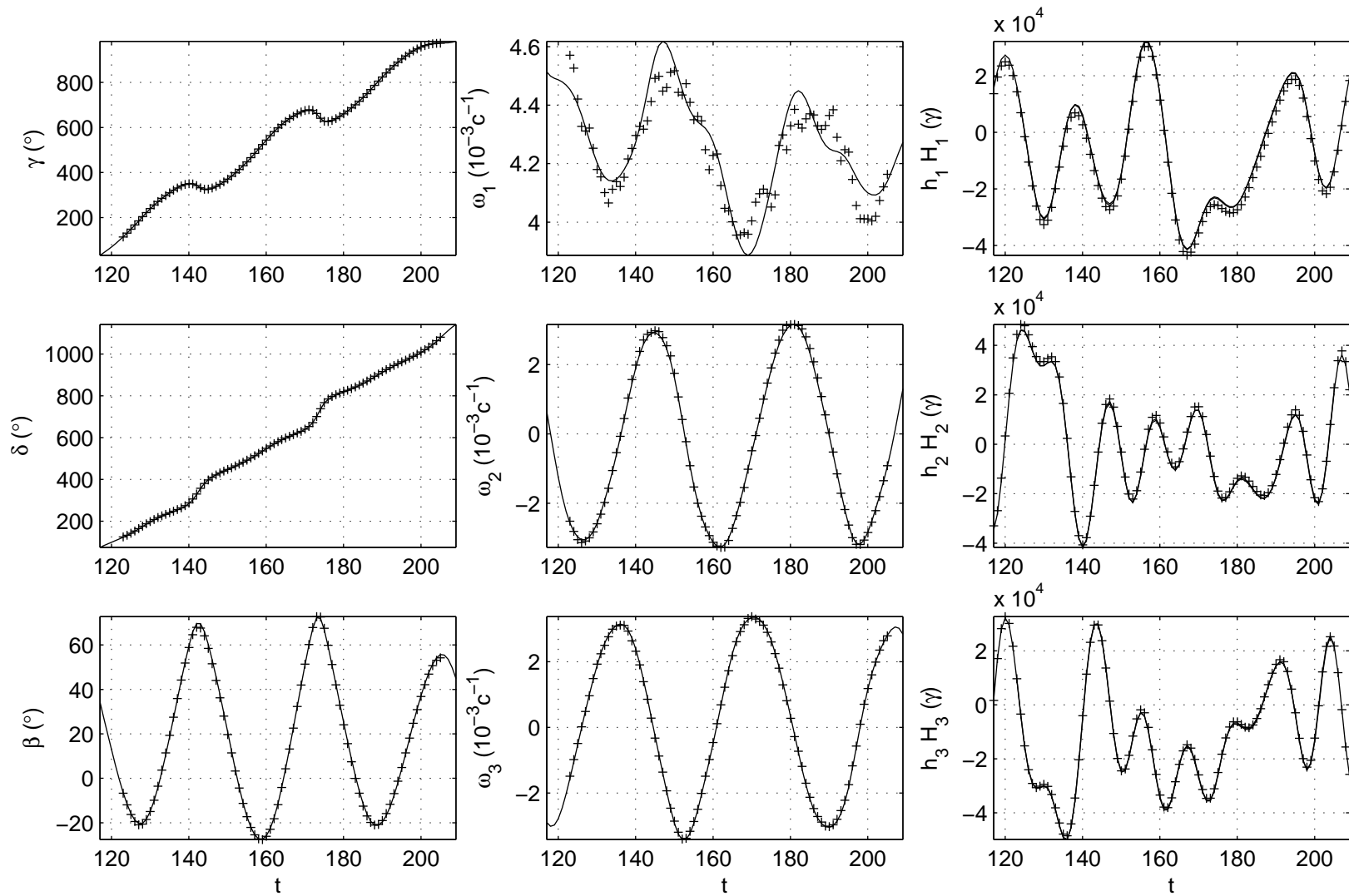


Рис. 5: Виток 81. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 11 : 55 : 40 19.09.2007

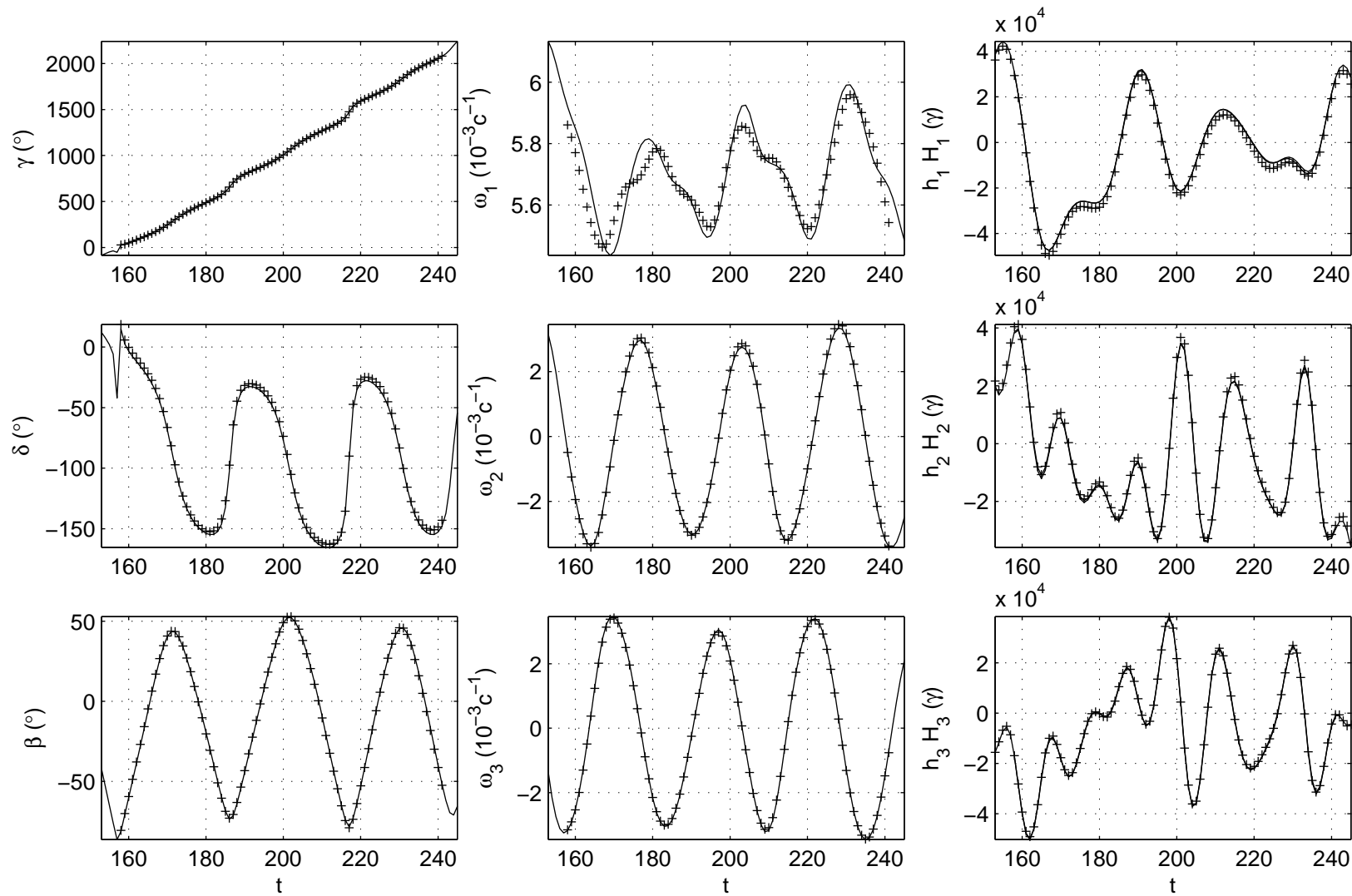


Рис. 6: Виток 96. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 09 : 52 : 17 20.09.2007

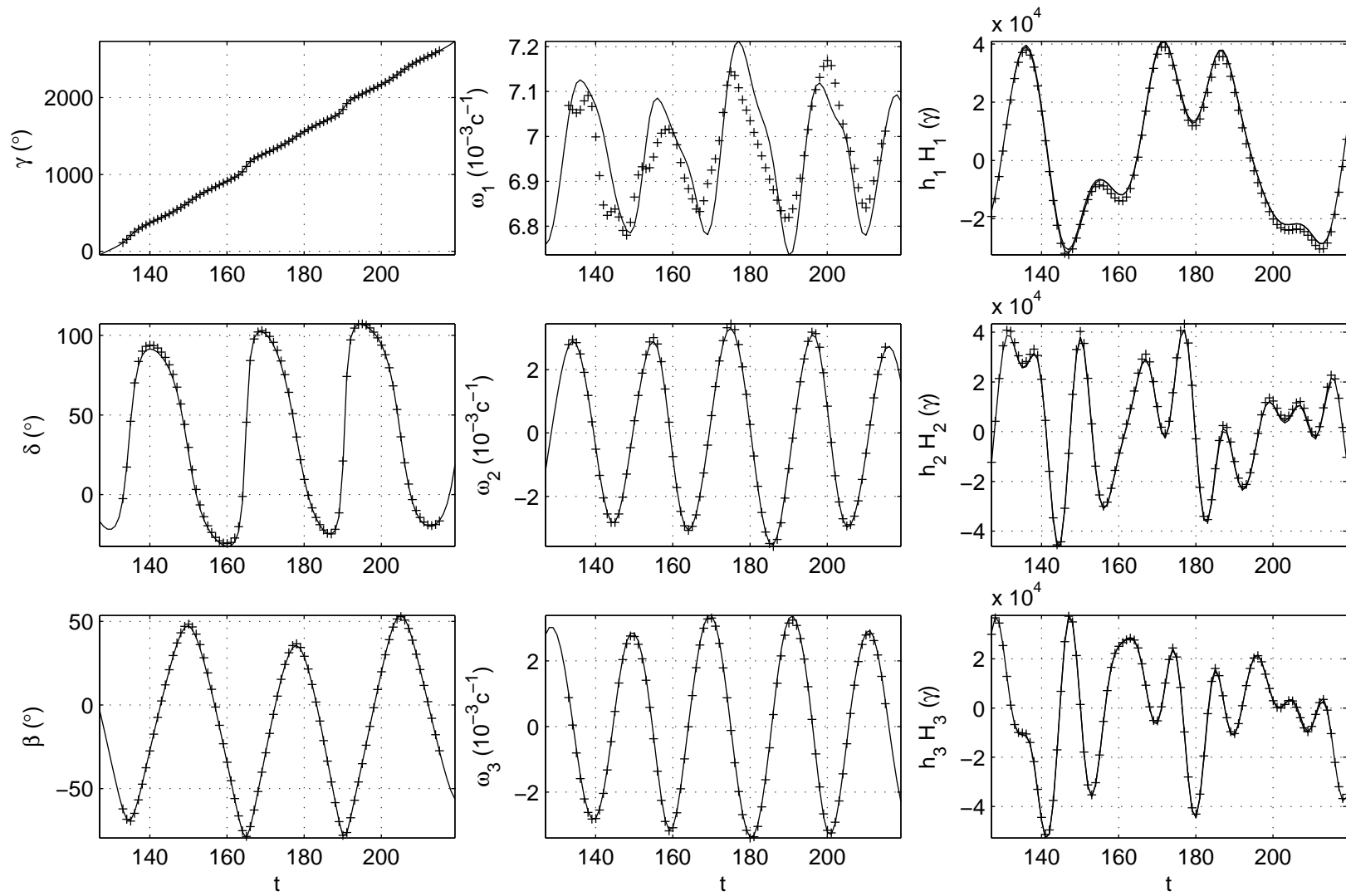


Рис. 7: Виток 113. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 11 : 42 : 24 21.09.2007

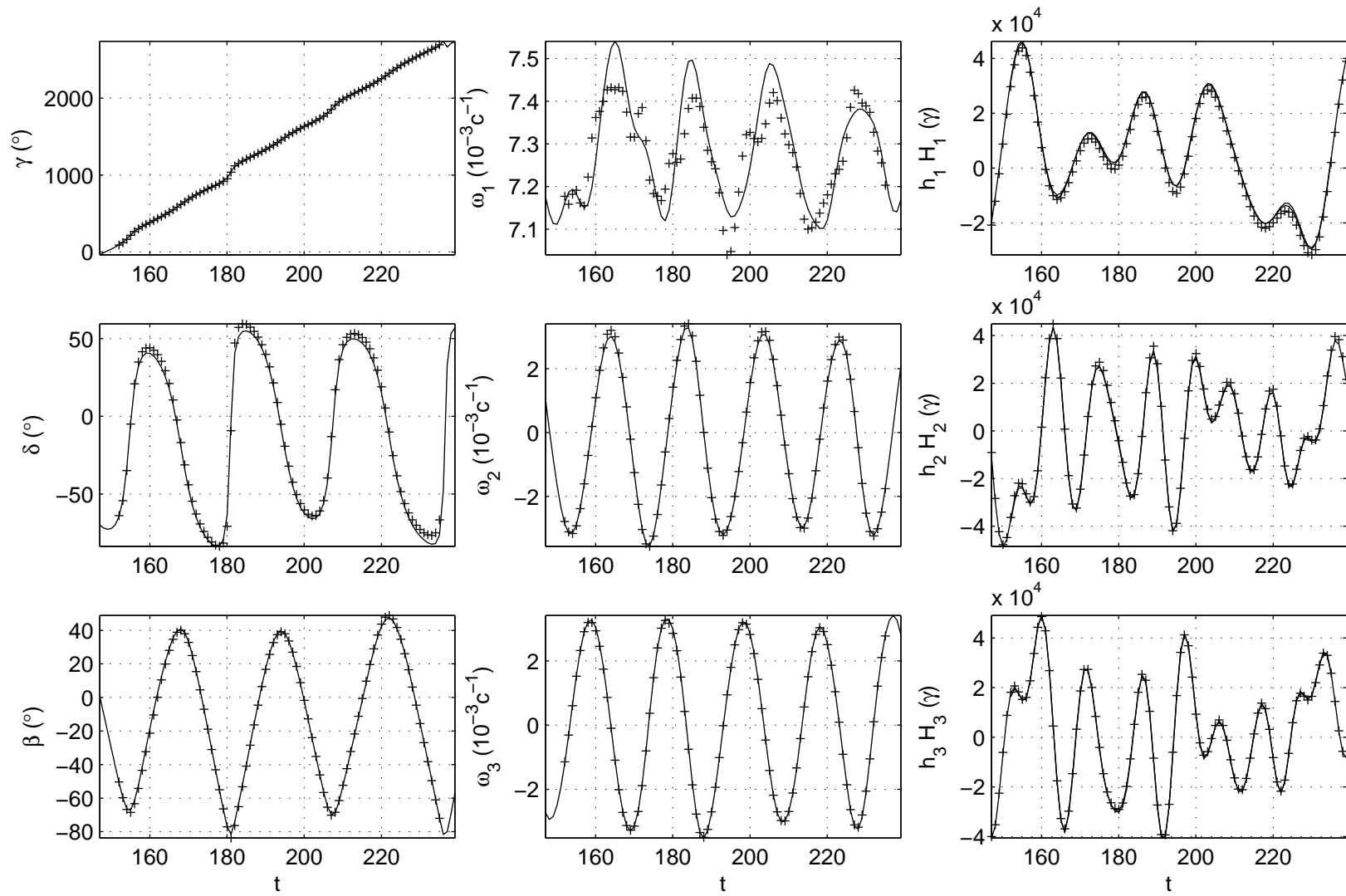


Рис. 8: Виток 128. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 09 : 55 : 45 22.09.2007

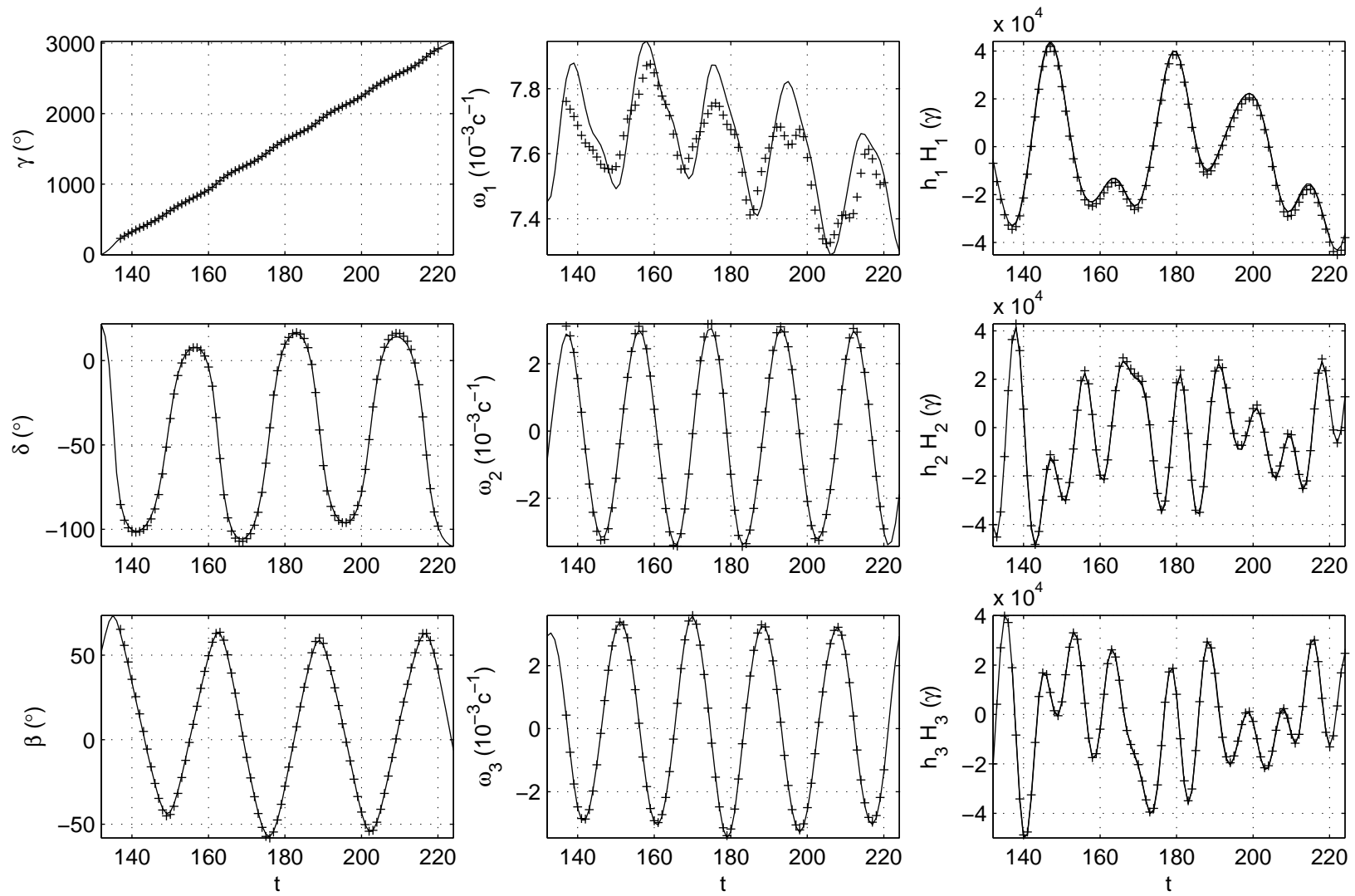


Рис. 9: Виток 144. Момент времени $t = 0$ на графиках соответствует 10 : 09 : 05 23.09.2007