

### 1.13. Вычисление координат спутников ГЛОНАСС на момент предшествования

Как было показано в разд. 1.9, 1.10, для определения координат навигационного приемника на момент измерений псевдозадержек  $t_{изм}$  необходимо знать координаты навигационных спутников на моменты предшествования  $t_{пр}^j$  моменту измерения (см. рис. 1.14). Эти координаты вычисляются в навигационном приемнике по эфемеридным данным, входящим в состав навигационного сообщения спутников. Эфемеридные данные системы ГЛОНАСС, необходимые для вычисления координат спутников, перечислены в табл. 1.1. Размерности, указанные в правом столбце таблицы, приведены к виду, необходимому для дальнейших вычислений.

Таблица 1.1

Эфемеридные данные спутников ГЛОНАСС

Наименование параметра	Размерность
Номер спутника $j$	безразм.
Показания часов московского декретного времени $t_b$ на узловой момент (см. разд. 1.7 и рис. 1.18)	с
Координата $x$ $j$ -го спутника в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км
Координата $y$ $j$ -го спутника в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км
Координата $z$ $j$ -го спутника в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км
Составляющая $v_x = \dot{x}$ вектора скорости $j$ -го спутника вдоль оси $x$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км/с
Составляющая $v_y = \dot{y}$ вектора скорости $j$ -го спутника вдоль оси $y$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км/с
Составляющая $v_z = \dot{z}$ вектора скорости $j$ -го спутника вдоль оси $z$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км/с
Составляющая $\ddot{x}$ ускорения $j$ -го спутника вдоль оси $x$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км/с <sup>2</sup>

Составляющая $\ddot{y}$ ускорения $j$ -го спутника вдоль оси $y$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км/с <sup>2</sup>
Составляющая $\ddot{z}$ ускорения $j$ -го спутника вдоль оси $z$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	км/с <sup>2</sup>
Относительное отклонение $\gamma^j(t_b)$ прогнозируемого значения несущей частоты $j$ -го спутника от номинального значения в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	безразм.
Сдвиг $\tau^j(t_b) = T_{ГЛОНАСС}(t_b) - T^j(t_b)$ шкалы времени системы ГЛОНАСС $T_{ГЛОНАСС}(t_b)$ относительно шкалы времени $j$ -го спутника $T^j(t_b)$ в момент, когда показания часов московского декретного времени равны значению $t_b$	с
Сдвиг $\tau_c = T_{МДВ}(t) - T_{ГЛОНАСС}(t)$ показаний часов МДВ $T_{МДВ}(t)$ относительно показаний часов системы ГЛОНАСС $T_{ГЛОНАСС}(t)$	с

Вычисление координат спутников системы ГЛОНАСС осуществляется в соответствии со следующим алгоритмом [1].

1. Вычисление показаний  $T^j(t_{пр}^j)$  спутниковых часов на момент предшествования  $t_{пр}^j$

$$T^j(t_{пр}^j) = \text{mod}_{86400} (T_{п}(t_{изм}) - \Pi^j(t_{изм})), \quad (1.53)$$

где  $\text{mod}_{86400}(x)$  — вычисление модуля  $x$  по основанию 86 400 (количество секунд в сутках). Вычисление модуля необходимо потому, что счет времени в ГЛОНАСС сбрасывается в ноль в начале каждого суток по шкале МДВ;  $T_{п}(t_{изм})$  — показания часов навигационного приемника на момент измерения  $t_{изм}$  в секундах от начала суток ГЛОНАСС;  $\Pi^j(t_{изм})$  — псевдозадержка в секундах, измеренная в приемнике в момент  $t_{изм}$ . Формула (1.53) вытекает из ранее данного определения понятия псевдозадержки (1.22).

2. Шкалой эфемеридного времени в системе ГЛОНАСС является шкала московского декретного времени (МДВ). Поэтому для вычисле-

ния координат спутников ГЛОНАСС на момент предшествования  $t_{\text{пр}}^j$  требуется вычислить показания  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$  часов МДВ на момент предшествования  $t_{\text{пр}}^j$ . Эти вычисления осуществляются по формуле

$$T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j) = T^j(t_{\text{пр}}^j) + \tau^j(t_b) - \gamma^j(t_b)(T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j) - t_b) + \tau_c, \quad (1.54)$$

где значения  $t_b$ ,  $\tau^j(t_b)$ ,  $\gamma^j(t_b)$ ,  $\tau_c$  передаются со спутника в составе эфемеридной информации. Параметры  $\tau^j(t_b)$ ,  $\gamma^j(t_b)$  являются коэффициентами полинома первой степени, задающего полиномиальную модель расхождения показаний часов системы ГЛОНАСС и часов  $j$ -го спутника (см. разд. 1.7).

Формула (1.54) содержит значение  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$  как в левой, так и в правой части равенства. Порождаемые этим трудности вычислений преодолеваются с достаточной для практики точностью путем замены значения  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$  в правой части равенства (1.54) на  $T^j(t_{\text{пр}}^j)$ . Если значение  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$ , вычисленное по формуле (1.54), окажется меньше 0, то к полученному отрицательному значению надо добавить 86400 с (1 сутки).

3. Дальнейшее вычисление координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$  и составляющих вектора скорости  $v_x$ ,  $v_y$ ,  $v_z$   $j$ -го спутника с момента, когда показания часов МДВ равны  $t_b$ , на момент предшествования  $t_{\text{пр}}^j$ , когда показания тех же часов равны  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$ , осуществляется путем численного интегрирования следующей системы из шести дифференциальных уравнений [1] с шагом  $h \leq 1$  мин.

$$\frac{dx}{dt} = v_x; \quad \frac{dy}{dt} = v_y; \quad \frac{dz}{dt} = v_z,$$

где  $x$ ,  $y$ ,  $z$ ,  $v_x$ ,  $v_y$ ,  $v_z$  — текущие координаты и составляющие вектора скорости спутника в гринвичской системе координат;  $\omega_3$  — угловая скорость вращения Земли;  $A = \mu/r^3$ ;  $\mu$  — гравитационный параметр Земли;  $r = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}$  — текущее удаление спутника от центра Земли;  $R_3$  — экваториальный радиус Земли;  $C_{20}$  — коэффициент при вто-

рой зональной гармонике разложения геопотенциала в ряд по сферическим гармоникам. Эта гармоника описывает степень приплюснутости Земли с полюсов.

	Составляющие учета силы притяжения и центробежной силы (сила тяжести)	Составляющие учета силы Кориолиса	Составляющие учета второй зональной гармонике разложения геопотенциала в ряд по сферическим гармоникам	Составляющие учета ускорений, вызываемых действием Луны и Солнца
$\frac{dv_x}{dt} =$	$(\omega_3^2 - A)x +$	$2\omega_3 v_y +$	$\frac{3}{2}C_{20} \frac{\mu R_3^2}{r^5} x \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) +$	$\ddot{x}(t_b)$
$\frac{dv_y}{dt} =$	$(\omega_3^2 - A)y -$	$2\omega_3 v_x +$	$\frac{3}{2}C_{20} \frac{\mu R_3^2}{r^5} y \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) +$	$\ddot{y}(t_b)$
$\frac{dv_z}{dt} =$	$-Az +$		$\frac{3}{2}C_{20} \frac{\mu R_3^2}{r^5} z \left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) +$	$\ddot{z}(t_b)$

В геодезической системе ПЗ-90, используемой в ГЛОНАСС, значения параметров  $\mu$ ,  $R_3$ ,  $C_{20}$  и  $\omega_3$  таковы:  $\mu = 398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ ,  $R_3 = 6378,136 \text{ км}$ ,  $C_{20} = -1082,63 \cdot 10^{-6}$ ,  $\omega_3 = 0,7292115 \cdot 10^{-4} \text{ рад/с}$ .

В вышеприведенных уравнениях не учитывается влияние силы сопротивления атмосферы. Это объясняется высотой орбиты спутников системы ГЛОНАСС (~20 000 км), где атмосфера отсутствует. Однако на этих высотах начинает сказываться влияние Солнца и Луны. Это влияние учитывается членами  $\ddot{x}(t_b)$ ,  $\ddot{y}(t_b)$ ,  $\ddot{z}(t_b)$ , значения которых сообщаются потребителю в эфемеридных данных.

Временной аргумент при интегрировании дифференциальных уравнений должен начинаться со значения  $t_b$  и заканчиваться значением

$$T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j) \quad (1.54).$$

В качестве одного из возможных вариантов численного интегрирования дифференциальных уравнений рассмотрим метод Рунге — Кутты четвертого порядка [11]. Для формального описания метода Рунге — Кутты необходимо ввести в рассмотрение 6-мерный вектор  $s_i = s(t_i)$  текущих координат и составляющих вектора скорости спутника. Первые три компоненты этого вектора на каждом  $i$ -м шаге интегрирования равны координатам  $x_i$ ,  $y_i$ ,  $z_i$  спутника, последние три компоненты

вектора  $s$  равны составляющим  $v_{xi}$ ,  $v_{yi}$ ,  $v_{zi}$  вектора скорости спутника. Для лучшего понимания метода Рунге — Кутты удобно ввести в рассмотрение 6-мерный вектор  $\arg_i$ , компоненты которого используются как аргументы для вычисления функций, стоящих в правых частях системы дифференциальных уравнений.

Перед началом численного интегрирования необходимо присвоить значения компонентам вектора  $s$ :

$$s(1)=x, s(2)=y, s(3)=z, s(4)=\dot{x}, s(5)=\dot{y}, s(6)=\dot{z}, \quad (1.55)$$

где  $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  — данные, передаваемые в составе эфемерид  $j$ -го спутника.

Далее на каждом  $i$ -м шаге численного интегрирования выполняются следующие действия (жирным шрифтом в формулах (1.56)–(1.58) обозначены векторные величины):

$$\begin{aligned} \arg_i &= s_i; \\ \mathbf{k1}_i &= h \cdot \mathbf{f}(t_i, \arg_i); \\ \arg_i &= s_i + \frac{1}{2} \mathbf{k1}_i; \\ \mathbf{k2}_i &= h \cdot \mathbf{f}\left(t_i + \frac{h}{2}, \arg_i\right); \\ \arg_i &= s_i + \frac{1}{2} \mathbf{k2}_i; \\ \mathbf{k3}_i &= h \cdot \mathbf{f}\left(t_i + \frac{h}{2}, \arg_i\right); \\ \arg_i &= s_i + \mathbf{k3}_i; \\ \mathbf{k4}_i &= h \cdot \mathbf{f}(t_i + h, \arg_i). \end{aligned} \quad (1.56)$$

$$\Delta s_1 = \frac{1}{6} (\mathbf{k1}_i + 2 \cdot \mathbf{k2}_i + 2 \cdot \mathbf{k3}_i + \mathbf{k4}_i). \quad (1.57)$$

$$s_{i+1} = s_i + \Delta s_i. \quad (1.58)$$

Компоненты 6-мерной вектор-функции  $\mathbf{f}$  в соответствии с вышеприведенными дифференциальными уравнениями на каждом шаге интегрирования вычисляются по следующим формулам:

$$f(1)=\arg(4), \quad f(2)=\arg(5), \quad f(3)=\arg(6); \quad (1.59)$$

$$r = \sqrt{\arg(1) \cdot \arg(1) + \arg(2) \cdot \arg(2) + \arg(3) \cdot \arg(3)}; \quad (1.60)$$

$$A = \frac{\mu}{r^3}; \quad (1.61)$$

$$\begin{aligned} f(4) &= (\omega_3^2 - A) \arg(1) + 2\omega_3 \arg(5) + \\ &+ \frac{3}{2} C_{20} \frac{\mu R_3^2}{r^5} \arg(1) \left( 1 - \frac{5 \arg^2(3)}{r^2} \right) + \ddot{x}(t_b); \end{aligned} \quad (1.62)$$

$$\begin{aligned} f(5) &= (\omega_3^2 - A) \arg(2) - 2\omega_3 \arg(4) + \\ &+ \frac{3}{2} C_{20} \frac{\mu R_3^2}{r^5} \arg(2) \left( 1 - \frac{5 \arg^2(3)}{r^2} \right) + \ddot{y}(t_b); \end{aligned} \quad (1.63)$$

$$f(6) = -A \arg(3) + \frac{3}{2} C_{20} \frac{\mu R_3^2}{r^5} \arg(3) \left( 3 - \frac{5 \arg^2(3)}{r^2} \right) + \ddot{z}(t_b). \quad (1.64)$$

В результате численного интегрирования значения компонент вычисляемого на каждом шаге вектора  $s_{i+1}$  будут соответствовать моменту времени  $t_{i+1} = t_i + h$ . Иными словами, первые три компоненты вектора  $s_{i+1}$  будут равны координатам  $x(t_{i+1})$ ,  $y(t_{i+1})$ ,  $z(t_{i+1})$  спутника в момент  $t_{i+1}$ . Последние три компоненты вектора  $s_{i+1}$  будут равны составляющим  $\dot{x}(t_{i+1})$ ,  $\dot{y}(t_{i+1})$ ,  $\dot{z}(t_{i+1})$  вектора скорости спутника в тот же момент.

При написании программы вычисления координат и составляющих вектора скорости  $j$ -го спутников системы ГЛОНАСС необходимо учесть, что значение  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$  может быть как больше  $t_b$ , так и меньше  $t_b$ . В случае  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j) > t_b$  шаг интегрирования  $h$  должен быть больше 0, в противном случае  $h < 0$ .

Следует так же учитывать, что в общем случае интервал интегрирования  $t_b \div T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$  не кратен шагу  $h$ . Поэтому на каждом шаге перед осуществлением вычислений по формулам (1.56)–(1.58) необходимо определять, лежит ли очередное значение временного аргумента внутри интервала интегрирования. Если временной аргумент лежит внутри этого интервала, то осуществляются вычисления по формулам (1.56)–(1.58). В противном случае, вычисляется уменьшенный шаг интегрирования, такой, что его добавление к предыдущему временному аргументу дает значение равное  $T_{\text{МДВ}}(t_{\text{пр}}^j)$  и затем осуществляются окончательные вычисления по формулам (1.56)–(1.58) с уменьшенным шагом интегрирования.

### 1.14. Вычисление координат спутников GPS на момент предшествования

Как было показано в разд. 1.9, 1.10, для определения координат навигационного приемника на момент измерений псевдозадержек  $t_{изм}$  необходимо знать координаты навигационных спутников на моменты предшествования  $t_{пр}^j$  моменту измерения (см. рис. 1.14). Эти координаты вычисляются в навигационном приемнике по эфемеридным данным, входящим в состав навигационного сообщения спутников. Эфемеридные данные GPS, необходимые для вычисления координат спутников, представлены в табл. 1.2. Размерности, указанные в правом столбце таблицы, приведены к виду, необходимому для дальнейших вычислений.

Таблица 1.2

#### Эфемеридные данные спутников GPS

Наименование параметра	Размерность
Номер спутника $j$	безразм.
$t_{OE}$ — показания часов системы GPS на узловой момент расчета координат спутника (см. разд. 1.7 и рис. 1.18)	с
$t_{OC}$ — показания часов системы GPS на узловой момент расчета поправок к показаниям спутниковых часов (см. разд. 1.7)	с
$a_{f0}$ — сдвиг шкалы времени $j$ -го спутника $T^j(t_{OC})$ относительно шкалы времени системы GPS $T_{GPS}(t_{OC})$ в момент, когда показания часов системы GPS равны значению $t_{OC}$	с
$a_{f1}$ — коэффициент при линейном члене в полиномиальной модели расхождения показаний часов $j$ -го спутника $T^j(t_{OC})$ относительно показаний часов системы GPS $T_{GPS}(t_{OC})$	безразм.
$a_{f2}$ — коэффициент при квадратичном члене в полиномиальной модели расхождения показаний часов $j$ -го спутника $T^j(t_{OC})$ относительно показаний часов системы GPS $T_{GPS}(t_{OC})$	с <sup>-1</sup>
$M_0$ — средняя аномалия спутника в момент, когда показания часов системы GPS равны значению $t_{OE}$	рад
$e_0$ — эксцентриситет орбиты спутника	безразм.

$\sqrt{A}$ — корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника	м <sup>1/2</sup>
$C_{RC}$ — амплитуда косинусной гармоники в поправке к радиус-вектору орбиты	м
$C_{RS}$ — амплитуда синусной гармоники в поправке к радиус-вектору орбиты	м
$i_0$ — угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора	рад
IDOT — скорость изменения угла наклона орбиты	рад/с
$C_{IC}$ — амплитуда косинусной гармоники в поправке к углу наклона орбиты	рад
$C_{IS}$ — амплитуда синусной гармоники в поправке к углу наклона орбиты	рад
$\omega$ — аргумент перигея орбиты спутника	рад
$C_{UC}$ — амплитуда косинусной гармоники в поправке к аргументу широты	рад
$C_{US}$ — амплитуда синусной гармоники в поправке к аргументу широты	рад
$\Omega_0$ — долгота восходящего узла орбиты спутника на начало недели системы GPS	рад
OMEGADOT — скорость изменения долготы восходящего узла орбиты спутника	рад/с

Вычисление координат спутников системы GPS осуществляется в соответствии со следующим алгоритмом [2].

1. Вычисление показаний  $T^j(t_{пр}^j)$  спутниковых часов на момент предшествования  $t_{пр}^j$ :

$$T^j(t_{пр}^j) = \text{mod}_{604800} (T_{п}(t_{изм}) - P^j(t_{изм})), \quad (1.65)$$

где  $\text{mod}_{604800}(x)$  — вычисление модуля  $x$  по основанию 604 800 (количество секунд в неделе). Вычисление модуля необходимо потому, что счет времени в GPS сбрасывается в начале каждой недели по шкале GPS;  $T_{п}(t_{изм})$  — показания часов навигационного приемника на момент измерения  $t_{изм}$  в секундах от начала недели GPS;  $P^j(t_{изм})$  — псевдозадержка в секундах, измеренная в приемнике в момент  $t_{изм}$ . Формула (1.65) вытекает из ранее данного определения понятия псевдозадержки (1.22).

2. Шкалой эфемеридного времени в системе GPS является системная шкала времени. Поэтому для вычисления координат спутников ГЛОНАСС на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$  требуется вычислить показания  $T_{\text{GPS}}(t_{\text{пр}}^j)$  часов GPS на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$ . Эти вычисления осуществляются по формуле

$$T_{\text{GPS}}(t_{\text{пр}}^j) = T^j(t_{\text{пр}}^j) - \Delta T^j, \quad (1.66)$$

где  $\Delta T^j$  — поправка к показаниям часов  $j$ -го спутника:

$$\Delta T^j = a_{f0} + a_{f1}(T_{\text{GPS}}(t_{\text{пр}}^j) - t_{\text{OC}}) + a_{f2}(T_{\text{GPS}}(t_{\text{пр}}^j) - t_{\text{OC}})^2 + \Delta T_R, \quad (1.67)$$

здесь  $\Delta T_R$  — член коррекции релятивистских эффектов, вычисляемый по формуле

$$\Delta T_R = C e_0 \sqrt{A} \sin E_k \approx C e_0 \sqrt{A} \sin M_k, \quad (1.68)$$

где  $C = -2(m^{1/2}/c^2) = -4,442807633 \cdot 10^{-10} \text{ с/м}^{1/2}$ ;  $m = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2}$  — геоцентрическая гравитационная постоянная, принятая в геодезической системе координат WGS-84, используемой в GPS;  $c = 299792458 \text{ м/с}$  — скорость света. При вычислении значения  $\Delta T^j$  по формуле (1.67) с достаточной для практики точностью значение  $T_{\text{сис}}(t_{\text{пр}}^j)$  везде, где в этом возникает необходимость, можно заменить на  $T^j(t_{\text{пр}}^j)$ . Однако далее, после вычисления значений  $\Delta T^j$  и  $T_{\text{сис}}(t_{\text{пр}}^j)$ , такую замену проводить не следует.

3. Вычисление приращения показаний часов системы GPS на интервале времени между узловым моментом  $t_{\text{OE}}$  и моментом предшества:

$$t_k = T_{\text{GPS}}(t_{\text{пр}}^j) - t_{\text{OE}}. \quad (1.69)$$

4. Вычисление скорректированного среднего движения на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$ :

$$n = n_0 + \Delta n = \frac{\sqrt{m}}{(\sqrt{A})^3} + \Delta n, \quad (1.70)$$

где  $m = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 \cdot \text{с}^{-2}$  — геоцентрическая гравитационная постоянная в системе WGS-84 ( $\sqrt{m} = 1,996498184322 \cdot 10^7 \text{ м}^{2/3} \cdot \text{с}^{-1}$ ).

5. Вычисление средней аномалии на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$ :

$$M_k = M_0 + n \cdot t_k. \quad (1.71)$$

6. Вычисление значения эксцентрической аномалии на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$  путем решения нелинейного уравнения Кеплера  $E_k - e_0 \sin E_k = M_k$  итерационным методом:

$$E_{k,n+1} = E_{k,n} - \frac{E_{k,n} - e_0 (\sin E_{k,n}) - M_k}{1 - e_0 \cos E_{k,n}} \quad (1.72)$$

при  $n = 1, 2, 3, \dots$  до тех пор, пока не выполнится условие  $|E_{k,n+1} - E_{k,n}| < 10^{-9}$ . В качестве начального значения  $E_{k,1}$  используется  $E_{k,1} = M_k$ .

7. Вычисление истинной аномалии спутника на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$ :

$$\theta_k = a \tan 2 \left( \frac{\sqrt{1 - e_0^2} \sin E_k}{(\cos E_k - e_0)} \right), \quad (1.73)$$

где функция  $a \tan 2(x, y)$  определяется следующим образом:

$$a \tan 2(x, y) = \begin{cases} \arctg\left(\frac{x}{y}\right) & y > 0 \\ \pi + \arctg\left(\frac{x}{y}\right) & x \geq 0, y < 0 \\ -\pi + \arctg\left(\frac{x}{y}\right) & x < 0, y < 0 \\ \frac{\pi}{2} & x > 0, y = 0 \\ -\frac{\pi}{2} & x < 0, y = 0 \\ \text{не определено} & x = 0, y = 0 \end{cases}$$

8. Вычисление аргумента и поправленного аргумента широты спутника на момент предшества  $t_{\text{пр}}^j$ :

$$\Phi_k = \theta_k + \omega, \quad (1.74)$$

$$U_k = \Phi_k + \Delta U_k, \quad (1.75)$$

где поправка  $\Delta U_k$  вычисляется по формуле

$$\Delta U_k = C_{UC} \cos 2\Phi_k + C_{US} \sin 2\Phi_k.$$

9. Вычисление поправленного радиус-вектора спутника на момент предшествова  $t_{пр}^j$ :

$$r_k = A(1 - e_0 \cos E_k) + \Delta r_k, \quad (1.76)$$

где поправка  $r_k$  вычисляется по формуле

$$\Delta r_k = C_{RC} \cos 2\Phi_k + C_{RS} \sin 2\Phi_k.$$

10. Вычисление поправленного угла наклона орбиты на момент предшествова  $t_{пр}^j$ :

$$i_k = i_0 + \Delta i_k + \text{IDOT} \cdot t_k, \quad (1.77)$$

где поправка  $\Delta i_k$  вычисляется по формуле

$$\Delta i_k = C_{IC} \cos 2\Phi_k + C_{IS} \sin 2\Phi_k.$$

11. Вычисление поправленной долготы восходящего узла орбиты на момент предшествова  $t_{пр}^j$ :

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\text{OMEGADOT} - \omega_3) t_k - \omega_3 t_{OE}, \quad (1.78)$$

где  $\omega_3 = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$  рад/с — угловая скорость вращения Земли.

12. Вычисление координат  $j$ -го спутника в гринвичской геоцентрической системе координат на момент предшествова  $t_{пр}^j$ :

$$\begin{aligned} X_{svk} &= r_k (\cos U_k \cos \Omega_k - \sin U_k \sin \Omega_k \cos i_k); \\ Y_{svk} &= r_k (\cos U_k \sin \Omega_k + \sin U_k \cos \Omega_k \cos i_k); \\ Z_{svk} &= r_k \sin U_k \sin i_k. \end{aligned} \quad (1.79)$$

## 1.15. Структура навигационного сообщения спутников ГЛОНАСС

Навигационные сообщения спутников системы ГЛОНАСС [1, 3] или так называемая цифровая информация (ЦИ) необходима потребителям системы для навигационных определений и для планирования сеансов связи со спутниками. По своему содержанию цифровая информация делится на оперативную и неоперативную части.

*Оперативная информация* относится к спутнику, из сигналов которого она выделяется, и содержит:

- оцифровку меток времени;

- сдвиг шкалы времени данного спутника относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС;
- относительное отличие несущей частоты спутника от номинального ее значения;
- эфемеридную информацию.

*Неоперативная информация* содержит альманах системы, включающий в себя:

- данные о работоспособности всех спутников системы (альманах состояния);
- сдвиг шкалы времени каждого спутника относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС (альманах фаз);
- параметры орбит всех спутников системы (альманах орбит).

Навигационные сообщения спутников системы ГЛОНАСС, передаваемые в диапазоне L1 на квадратуре несущего колебания, которая модулирована кодом ПТ, структурированы в виде суперкадров длительностью 2,5 мин. Суперкадр состоит из 5 кадров длительностью 30 с и каждый кадр содержит 15 строк длительностью 2 с. Из этих 2 с последние 0,3 с занимает сигнал метки времени (МВ) в виде усеченной псевдослучайной последовательности. Остальная часть строки длительностью 1,7 с содержит 85 символов цифровой информации, передаваемой с символьной частотой 50 Гц (20 мс). Символы цифровой информации вместе с КППСЧ участвуют в формировании модулирующих сигналов спутников (см. разд. 1.4).

В пределах каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации (альманах) для всех 24 спутников системы ГЛОНАСС. В пределах каждого кадра передается полный объем оперативной информации для данного спутника и часть неоперативной информации. Таким образом, за время одного суперкадра 2,5 мин полный объем оперативной информации повторяется 5 раз.

Структура суперкадра, кадра и отдельной строки в системе ГЛОНАСС показаны на рис. 1.25.

Нумерация позиций занимаемых символами в каждой строке навигационного сообщения осуществляется справа налево. Восемь первых символов (позиции 1–8) являются проверочными символами кода Хемминга (КХ), позволяющими производить проверку достоверности передачи символов ЦИ в строке. Передача ЦИ осуществляется старшими разрядами вперед. В каждой строке последний 85-й символ является «холостым» и принят равным 0. Этот символ необходим для реализации последовательного относительного кода при передаче ЦИ по радиолинии с помощью относительной фазовой модуляции.

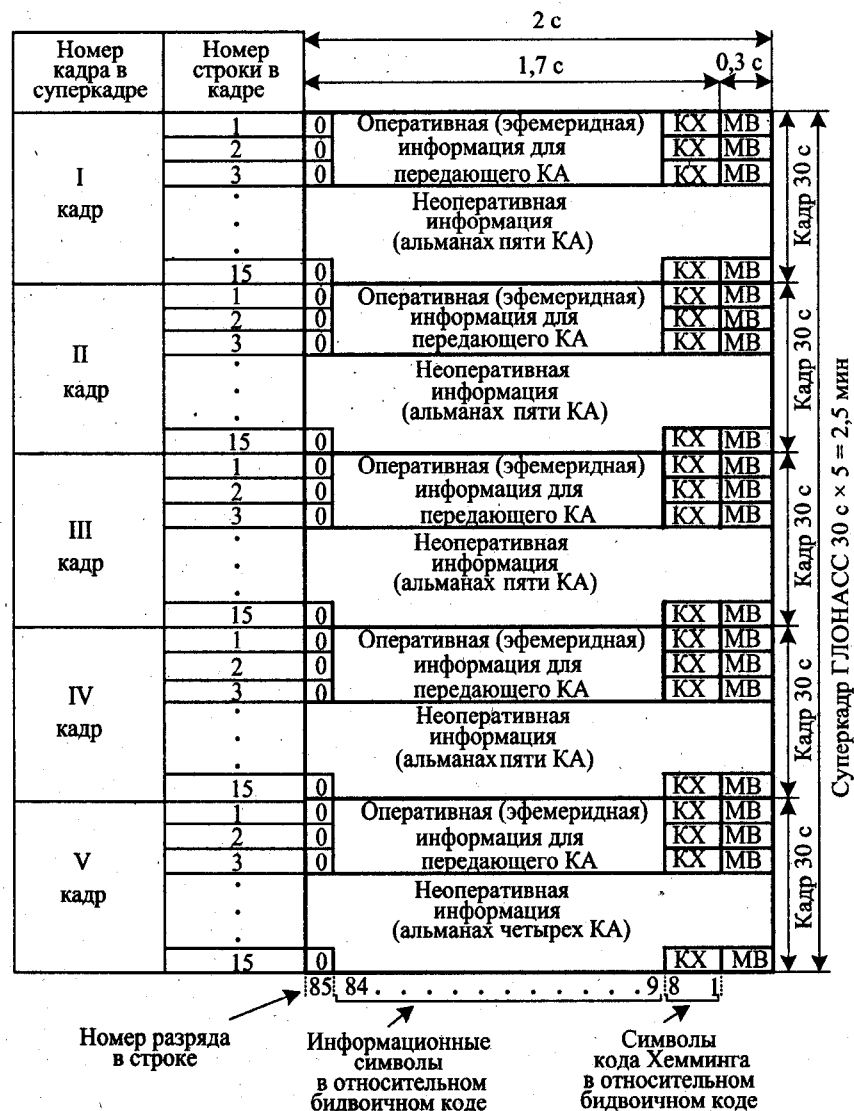


Рис. 1.25. Структура суперкадра навигационного сообщения ГЛОНАСС

Навигационные кадры с первого по четвертый идентичны. В пятом кадре суперкадра две последние строки используются для передачи некоторой дополнительной информации.

В каждом кадре суперкадра информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, относится к тому спутнику, с которого она поступает, и является оперативной информацией. Эта информация повторяется во всех кадрах суперкадра.

Строки с шестой по пятнадцатую каждого кадра заняты неоперативной информацией (данными альманаха) для всех 24-х спутников системы: по пять спутников в кадрах с первого по четвертый и по четырем спутникам в пятом кадре. Неоперативная информация (альманах) для одного спутника занимает две строки. Передаваемый в пределах суперкадра альманах системы ГЛОНАСС распределяется по навигационным кадрам суперкадра следующим образом: в первом кадре альманахи 1–5 спутников, во втором кадре альманахи 6–10 спутников, в третьем кадре альманахи 11–15 спутников, в четвертом кадре альманахи 16–20 спутников и в пятом кадре альманахи 21–24 спутников.

Информация, передаваемая в пятой строке, в каждом кадре является неоперативной. Тем не менее, эта информация повторяется во всех кадрах суперкадра.

На рис. 1.26 показана структура кадра навигационного сообщения системы ГЛОНАСС. Области, заштрихованные на этом рисунке, представляют собою резерв, предусмотренный на случай изменений и дополнений в структуре навигационного сообщения. Содержимое части полей первых пяти строк кадра указано в табл. 1.1, разд. 1.13. Дополнительно обратим внимание на величину  $t_k$ , передаваемую в первой строке каждого кадра навигационного сообщения ГЛОНАСС и занимающую ней 12 бит. Значение  $t_k$  позволяет вычислить в навигационном приемнике показания спутниковых часов на момент излучения с борта спутника переднего фронта первого импульс навигационного кадра. Таким образом, значение  $t_k$  выполняет в ГЛОНАСС роль оцифровки метки времени, совпадающей с передним фронтом первого импульса навигационного кадра. Значение  $t_k$  передается один раз за время кадра, на котором располагаются 15 меток времени (в конце каждой строки). Отсюда можно сделать вывод о том, что в ГЛОНАСС оцифровывается только каждая 15-я метка времени.

## 1.16. Структура навигационного сообщения спутников GPS

Структурное деление навигационной информации спутников системы GPS осуществляется на суперкадры, кадры (страницы), подкадры и слова [2, 4, 5]. Термин суперкадр в литературе по системе GPS не ис-

1	4	2	2	1	$t_k$	12		$x_n(t_b)$	24	$x_n(t_b)$	5		$x_n(t_b)$	27	KX	8	MB
2	4	3	3	1	$t_b$	5		$y_n(t_b)$	24	$y_n(t_b)$	5		$y_n(t_b)$	27	KX	8	MB
3	4	1	1	1	$\gamma(t_b)$	21	11	$z_n(t_b)$	24	$z_n(t_b)$	3		$z_n(t_b)$	27	KX	8	MB
4	4	1	1	1	$\tau_n(t_b)$	22	5	$E_n$	5	$\Delta \tau_n$	22	11	$N_T$	5	KX	8	MB
5	4	1	1	1	$N^A$	11		$\tau_c$	32	$N_4$	5		$\tau_{GFS}$	22	KX	8	MB
6	4	1	1	1	$n^A$	3	10	$\lambda_n^A$	21	$\Delta \tau_n^A$	18		$\epsilon_n^A$	13	KX	8	MB
7	4	1	1	1	$\omega_n^A$	16		$t_n^A$	21	$\Delta T_n^A$	22		$\Delta T_n^A$	51	KX	8	MB
8	4	1	1	1	$n^A$	3	10	$\lambda_n^A$	21	$\Delta \tau_n^A$	18		$\epsilon_n^A$	13	KX	8	MB
9	4	1	1	1	$\omega_n^A$	16		$t_n^A$	21	$\Delta T_n^A$	22		$\Delta T_n^A$	51	KX	8	MB
10	4	1	1	1	$n^A$	3	10	$\lambda_n^A$	21	$\Delta \tau_n^A$	18		$\epsilon_n^A$	13	KX	8	MB
11	4	1	1	1	$\omega_n^A$	16		$t_n^A$	21	$\Delta T_n^A$	22		$\Delta T_n^A$	51	KX	8	MB
12	4	1	1	1	$n^A$	3	10	$\lambda_n^A$	21	$\Delta \tau_n^A$	18		$\epsilon_n^A$	13	KX	8	MB
13	4	1	1	1	$\omega_n^A$	16		$t_n^A$	21	$\Delta T_n^A$	22		$\Delta T_n^A$	51	KX	8	MB
14	4	1	1	1	$n^A$	3	10	$\lambda_n^A$	21	$\Delta \tau_n^A$	18		$\epsilon_n^A$	13	KX	8	MB
15	4	1	1	1	$\omega_n^A$	16		$t_n^A$	21	$\Delta T_n^A$	22		$\Delta T_n^A$	51	KX	8	MB

Рис. 1.26. Структура навигационного кадра системы ГЛОНАСС

пользуется, но мы будем применять его ради единообразия терминологии и удобства изложения. Суперкадр (рис. 1.27) состоит из 25 кадров (страниц) и длится 750 с (12,5 мин).

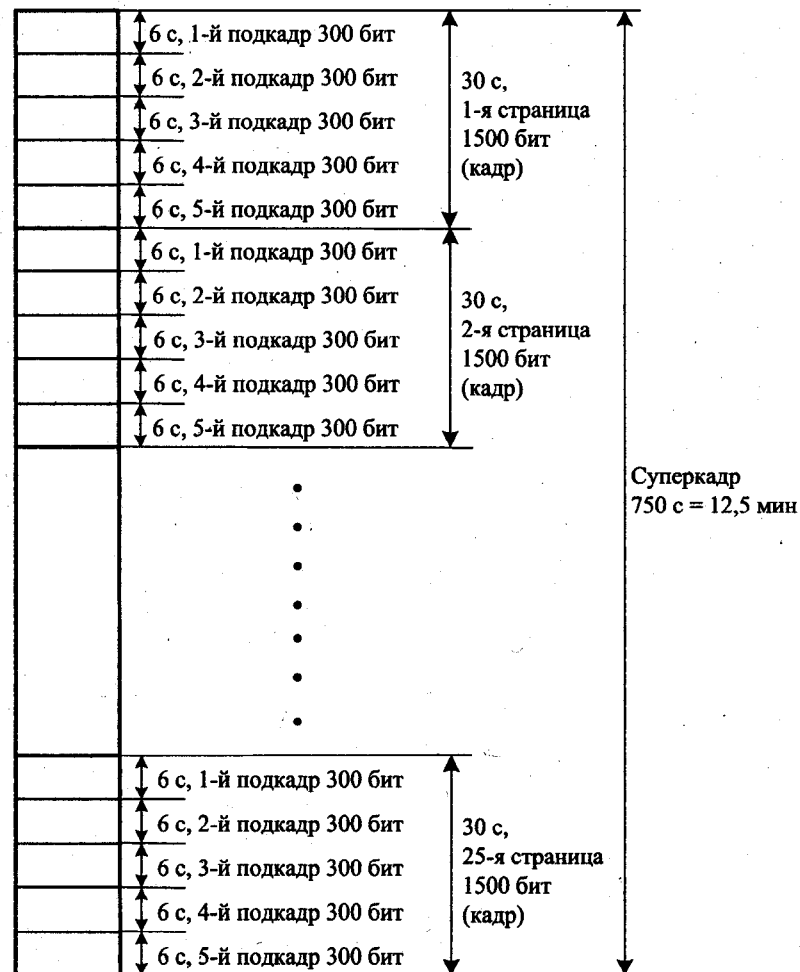


Рис. 1.27. Структура суперкадра навигационного сообщения GPS

Один кадр (страница) навигационного сообщения передается в течении 30 с и содержит 1500 бит. Кадр разделен на пять подкадров по 300 бит длительностью 6 с. Начало каждого подкадра является одновременно меткой времени, разделяющей начало/окончание очередного



шестисекундного интервала недельного счета времени GPS (так называемый HOW-счет).

Передача информации в подкадрах страниц суперкадра навигационного сообщения GPS упорядочивается следующим образом. В первом, втором и третьем подкадрах всех страниц суперкадра передаются данные о параметрах коррекции часов и данные эфемерид космического аппарата, с которым установлена связь, т.е. того аппарата, из сигнала которого выделяется информация. Содержание и структура этих подкадров остаются неизменными на всех страницах суперкадра, расположенных на интервале аппроксимации (см. разд. 1.7). В четвертом и пятом подкадрах передается информация о конфигурации и состоянии всех КА системы, альманахи КА, специальные сообщения, параметры, описывающие связь шкалы времени GPS со шкалой UTC, и т.д. Содержание и структура четвертого и пятого подкадров на разных страницах суперкадра различаются и зависят от передаваемых в этих подкадрах данных.

Структура подкадров навигационного сообщения GPS далее описывается на примере второго подкадра, рис. 1.28. Смысловое содержание величин, указанных в этом подкадре, частично было описано в табл. 1.2, разд. 1.14.

Все подкадры состоят из десяти 30-битовых слов. В каждом слове 6 младших разрядов (25...30) являются проверочными битами. В первом, втором и десятом слове каждого подкадра из 24-х старших разрядов 23-й и 24-й разряды используются либо как резервные, либо как проверочные совместно с символами, расположенными в разрядах (25...30).

Первые два слова каждого подкадра имеют специальные названия — TLM и HOW, являются служебными и одинаковы во всех подкадрах. Первые 8 символов TLM-слова (160 мс) занимает сигнал метки времени, имеющий структуру 10001011. Передний фронт первого импульса сигнала метки времени отмечает момент, являющийся меткой времени, ради которой передается сам сигнал метки времени (см. разд. 1.6). Остальные биты TLM-слова занимают служебные сообщения телеметрии. Первые 17 бит второго слова HOW содержат значение, позволяющее вычислить в навигационном приемнике оцифровку метки времени, которая будет передаваться в начале следующего подкадра. Остальные биты слова HOW занимают служебные сообщения, используемые в навигационном приемнике в процессе приема навигационных сообщений спутников. Подробное описание структуры слов TLM и HOW приведено в работах [2, 4, 5].

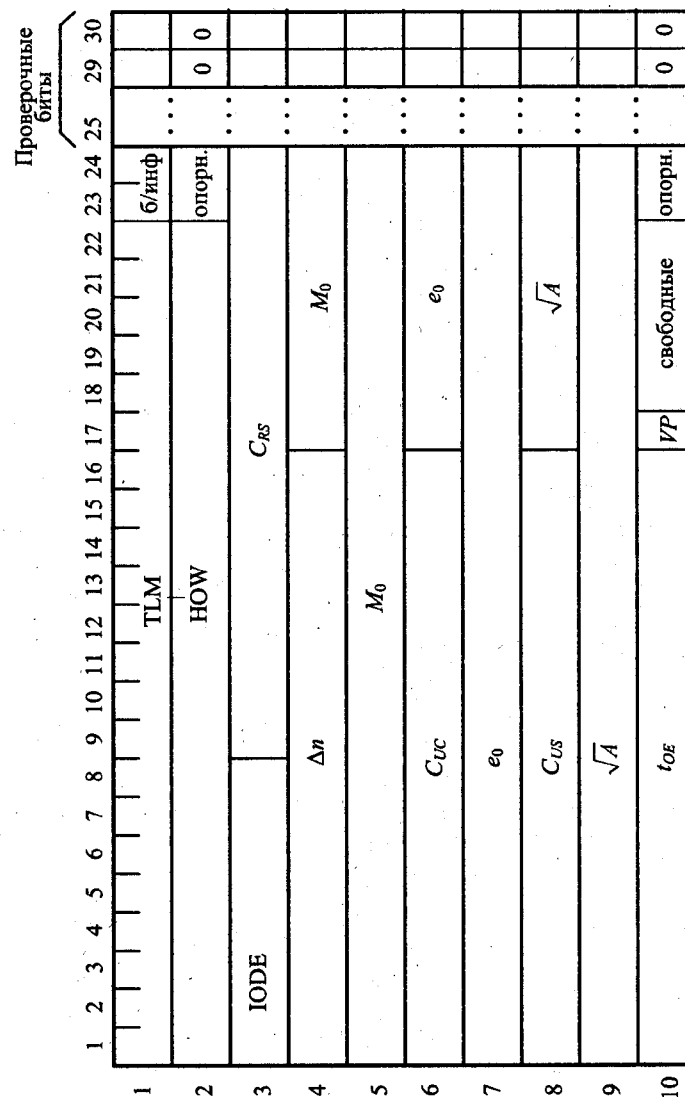


Рис. 1.28. Структура второго подкадра навигационного сообщения GPS

Содержание данных, передаваемых в четвертом и пятом подкадрах страниц навигационного сообщения GPS, а также структура этих подкадров (т.е. их формат), определяются специальным признаком SV ID, передаваемым в составе четвертого и пятого подкадров каждой страницы.

Значения SV ID от 33 до 55 не используются. Смысловое содержание и структура информации, передаваемой в четвертом и пятом подкадрах, для остальных значений SV ID (51–63) представлены в табл. 1.3.

Таблица 1.3

Соответствие признака SV ID структуре и содержанию подкадра

SV ID	Содержание	Формат подкадра GPS	Номер подкадра	Номер страницы
0	Передаются либо 1 и 0 либо альманах передающего КА	4.6 или 5.1	4 или 5	любой
1	Альманах 1-го КА	5.1	5	1
2	Альманах 2-го КА	5.1	5	2
3	Альманах 3-го КА	5.1	5	3
4	Альманах 4-го КА	5.1	5	4
5	Альманах 5-го КА	5.1	5	5
6	Альманах 6-го КА	5.1	5	6
7	Альманах 7-го КА	5.1	5	7
8	Альманах 8-го КА	5.1	5	8
9	Альманах 9-го КА	5.1	5	9
10	Альманах 10-го КА	5.1	5	10
11	Альманах 11-го КА	5.1	5	11
12	Альманах 12-го КА	5.1	5	12
13	Альманах 13-го КА	5.1	5	13
14	Альманах 14-го КА	5.1	5	14
15	Альманах 15-го КА	5.1	5	15
16	Альманах 16-го КА	5.1	5	16
17	Альманах 17-го КА	5.1	5	17
18	Альманах 18-го КА	5.1	5	18
19	Альманах 19-го КА	5.1	5	19
20	Альманах 20-го КА	5.1	5	20
21	Альманах 21-го КА	5.1	5	21
22	Альманах 22-го КА	5.1	5	22
23	Альманах 23-го КА	5.1	5	23
24	Альманах 24-го КА	5.1	5	24
25	Альманах 25-го КА	4.6	4	2
26	Альманах 26-го КА	4.6	4	3

27	Альманах 27-го КА	4.6	4	4
28	Альманах 28-го КА	4.6	4	5
29	Альманах 29-го КА	4.6	4	7
30	Альманах 30-го КА	4.6	4	8
31	Альманах 31-го КА	4.6	4	9
32	Альманах 32-го КА	4.6	4	10
33	Не используются			
34				
35				
36				
37				
38				
39				
40				
41				
42				
43				
44				
45				
46				
47				
48				
49				
50				
51	$t_{0A}$ , WNA и SV-Health-S для КА 1...24	5.2	5	25
52	Свободный	4.5a	4	13
53	Свободный	4.5a	4	14
54	Свободный	4.5a	4	15
55	Специальные сообщения	4.5в	4	17
56	Параметры модели ионосферы и связи шкал времени GPS и UTC	4/3	4	18
57	Запас		4	1, 6, 11, 16, 21
58	Запас		4	19
59	Запас		4	20
60	Запас		4	22
61	Запас		4	23
62	Запас		4	12, 24
63	A-S-флаги, CC-коды, SV-Health-S для КА 25...32		4	25