

Проверка методики калибровки двухчастотного навигационного приемника ГЛОНАСС с помощью фильтра калмановского типа

Вовасов В.Е.,^{1*} Бетанов В.В.,^{1*} Герко С.А.^{2*}**

¹*Предприятие «Российские космические системы», ул. Авиамоторная, 53, Москва, 111250, Россия.*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

* *e-mail: vovasov@list.ru*

** *e-mail: vlavab@mail.ru*

*** *e-mail: S.Gerko@mail.ru*

Аннотация

Для устранения ошибки псевдодальности, связанной с ионосферой, используют, так называемый двухчастотный метод. Однако известно, что он очень критичен к аппаратурным задержкам в используемых навигационным приемником частотных диапазонах. Для их устранения используется методика калибровки, основанная на предположении линейности аппаратурных задержек в радиочастотной части передатчика и приёмника в зависимости от частотной литеры. Проведена проверка предлагаемой методики с помощью фильтра Калмановского типа при наличии двухчастотных измерений псевдодальностей и известных

координатах антенны приемника. Проверка подтвердила возможность получения оценки координат со смещением не более нескольких метров в течении длительного срока службы навигационного приемника при получении данных о температуре, давлении и влажности вблизи антенны для компенсации тропосферных погрешностей.

Ключевые слова: приемники ГЛОНАСС, псевдодальность, ионосферные задержки, частотная литера, аппаратурные задержки, фильтр Калмановского типа, СДКМ.

Для устранения ошибки псевдодальности (ПД), связанной с ионосферой, используют, так называемый двухчастотный метод. Однако известно, что он очень критичен к аппаратурным задержкам в используемых навигационным приемником частотных диапазонах. Для их устранения авторами предложена методика проведения калибровки [1], основанная на предположении линейности аппаратурных задержек в зависимости от литеры навигационного приемника. Целью данной работы является экспериментальная проверка данной методики. Использование методики [1] позволит получать оценки координат со смещением не более нескольких метров в течении длительного срока службы навигационного приемника при получении данных о температуре, давлении и влажности вблизи антенны для компенсации тропосферных погрешностей.

Для проведения проверки методики калибровки предлагается использовать фильтр калмановского типа (ФКТ) при наличии двухчастотных измерений ПД и известных координатах антенны приемника.

В соответствии с методикой в качестве вектора измерений ФКТ будем использовать взвешенную разность ПД от всех J-видимых спутников ГЛОНАСС.

$$\bar{z} = \begin{bmatrix} D_1 \\ D_2 \\ \dots \\ D_J \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{D_1^{L1}(t_i) - \gamma \cdot D_1^{L2}(t_i)}{1 - \gamma} \\ \frac{D_2^{L1}(t_i) - \gamma \cdot D_2^{L2}(t_i)}{1 - \gamma} \\ \dots \\ \frac{D_J^{L1}(t_i) - \gamma \cdot D_J^{L2}(t_i)}{1 - \gamma} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где γ - квадрат отношения длин волн несущих частот в диапазонах L1 и L2 и составляет $\frac{49}{81}$, а D_j^{L1} и D_j^{L2} - измерения псевдодальностей в диапазонах L1 и L2 для j-го НКА.

В [2] получено выражение для взвешенной разности измерений

$$D_j = R_j(t_i) + \delta_j + c \cdot T_{trop}^j + \Delta R_j + c \cdot \Delta T + \nu_j + \\ + F - \frac{P}{1 - \gamma} + \left(F' - \frac{P'}{1 - \gamma} \right) \cdot s_j + \frac{\xi_{L1}^j - \gamma \cdot \xi_{L2}^j}{1 - \gamma} \quad (2)$$

где

t_i - момент прихода сигнала;

c - скорость света в вакууме;

R_j - длина пути распространения сигнала от j -ого спутника до приемника.

Под $R_j(t_i)$ понимают расстояние между точками $(x_j^{cn}; y_j^{cn}; z_j^{cn})$ и $(x(t_i); y(t_i); z(t_i))$, которые занимал j -й спутник в момент излучения и приемник в момент приема:

$$R_j(t_i) = \sqrt{(x_j^{cn} - x(t_i))^2 + (y_j^{cn} - y(t_i))^2 + (z_j^{cn} - z(t_i))^2}; \quad (3)$$

ΔT - смещение часов приемника относительно системной шкалы времени (СШВ);

ΔT^j - смещение часов j -го спутника относительно СШВ;

$T_{\text{трор}}^j$ - задержка кодового сигнала j -ого спутника в тропосфере;

F, G - значение задержки, умноженной на скорость света при нулевой литере в диапазоне L2, L1 соответственно;

F', G' - изменение значения задержки, умноженной на скорость света на одну литеру в диапазоне L2, L1 соответственно.

ΔR_j - радиальная погрешность эфемеридного обеспечения;

s_j - значение литеры j -ого спутника;

ξ^j - шумовая составляющая измерения ПД j -ого спутника приемником.

Представим величину $c \cdot \Delta T^j$ в виде суммы $c \cdot \Delta T^j = \delta_j + \nu_j$,

где

δ_j - частотно-временная поправка, учитываемая в эфемеридах;

ν_j - частотно-временная поправка, не учитываемая в эфемеридах за сутки, и составляет величину порядка ± 5 м за сутки [4].

Здесь введены так же следующие обозначения $P = F - G$ и $P' = F' - G'$.

Приемники ГЛОНАСС имеют связь порядкового номера j -го спутника с номером литеры s_j (т.е. номера частотного канала), в соответствии с таблицей 1.

Таблица 1

Связь порядкового номера спутника ГЛОНАСС с номером литеры s_j

j	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
s_j	1	-4	5	6	1	-4	5	6	-2	-7	0	-1	-2	-7	0	-1	4	-3	3	2	4	-3	3	2

Важно учесть вращение Земли за время распространения сигнала от каждого спутника. Для этого необходимо пересчитать координаты спутников [3] в соответствии с выражением

$$\begin{aligned}
 x_j^{cn} &= x_j^{cn}(t_{pred}) + y_j^{cn}(t_{pred}) \omega_3 \frac{R_j(t_i)}{c} \\
 y_j^{cn} &= y_j^{cn}(t_{pred}) - x_j^{cn}(t_{pred}) \omega_3 \frac{R_j(t_i)}{c}, \\
 z_j^{cn} &= z_j^{cn}(t_{pred})
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

где

t_{pred} - момент времени, который предшествует моменту приема на время распространения сигнала;

ω_3 - угловая скорость вращения Земли.

Величины $x_j^{cn}(t_{pred})$, $y_j^{cn}(t_{pred})$, $z_j^{cn}(t_{pred})$ получаем по эфемеридным данным.

Вместо $R_j(t_i)$ в (4) с достаточной для практики точностью можно подставить $R_j^*(t_i)$,

где

$$R_j^*(t_i) = \sqrt{(x_j^{cn}(t_{pred}) - x(t_i))^2 + (y_j^{cn}(t_{pred}) - y(t_i))^2 + (z_j^{cn}(t_{pred}) - z(t_i))^2} \quad (5)$$

Считаем, что все необходимые меры по устранению ошибки многолучевости предприняты и тогда задержка, связанная с ней, равна нулю.

При оценке аппаратных задержек влияние тропосферы на запаздывание сигнала T_{trop}^j предлагается компенсировать при помощи алгоритма [4], основанного на модели тропосферной задержки. Модель учитывает температуру, давление сухого воздуха и давление водяного пара вблизи антенны навигационного приемника. Использование алгоритма позволяет скомпенсировать до 90% погрешности, вносимой тропосферой так, что остаточная погрешность будет составлять не более 0,2 м для сигналов навигационного спутника, находящегося в зените [4].

В результате обработки файлов, полученных двухчастотным навигационным приемником Javad GNSS TR-G3T, с использованием рассматриваемой методики, были получены следующие значения параметров, соответствующих аппаратным задержкам: $F' \approx 1$ м/лигер, $P = F - G \approx 8$ м, а $P' = F' - G' \approx 0$ м/лигер. Величина F , используемая в выражении (2), так и осталась неизвестной, но постоянной величиной.

Очевидно, что неизвестная величина F неразделима с параметром, характеризующим уход шкалы времени приемника $c \cdot \Delta T$ и поэтому не окажет никакого влияния на оценку координат в навигационном решении. Однако уход

шкалы времени будет определен с дополнительной погрешностью, равной

$$\frac{F}{c} \approx 30 \text{ нс.}$$

Неизвестные величины ν_j , используемые в выражении (2), могут быть получены от СДКМ [5]. Если нет возможности получать эти поправки от СДКМ, то возможно использование выражений из разработанной авторами методики. Этим методом, в результате предварительной обработки измерений, получены следующие значения неучтенных частотно-временных поправок

$$\Delta\nu_1 = \nu_4 - \nu_4 = 0 \text{ м,}$$

$$\Delta\nu_2 = \nu_6 - \nu_4 = -5 \text{ м,}$$

$$\Delta\nu_3 = \nu_{14} - \nu_4 = -7 \text{ м,}$$

$$\Delta\nu_4 = \nu_{23} - \nu_4 = 0 \text{ м,}$$

$$\Delta\nu_5 = \nu_{24} - \nu_4 = 15 \text{ м.}$$

Наблюдение производилось по $J = 5$ спутникам с порядковыми номерами 4, 6, 14, 23, 24.

Навигационный приемник Javad GNSS TR-G3T имеет относительные аппаратные задержки по литерам согласно таблице 2.

Таблица 2

Зависимость относительной аппаратной задержки от литеры ГЛОНАСС

Литера	-7	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6
$F' \cdot s_j, \text{ м}$	0	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13

В качестве оцениваемого вектора ФКТ выбираем

$$\bar{x} = [x \quad y \quad z \quad \Delta \quad \dot{\Delta}]^T, \quad (6)$$

в котором

$$\Delta = c \cdot \Delta T + \nu_4 + F;$$

ΔT - интервал дискретизации;

$\dot{\Delta}$ - скорость ухода шкалы времени приемника, умноженная на скорость света.

Очевидно, что в случае отсутствия поправок от СДКМ, уход шкалы времени будет определен с дополнительной погрешностью, равной $\frac{F + \nu_4}{c} \approx 45$ нс, что вполне приемлемо даже для высокодинамичных объектов.

Приведем уравнения используемого фильтра Калмана [6].

Пусть $\hat{x}_{i/k}$ означает оценку вектора \bar{x}_i , полученную на основании измерений, проведенных до k -го момента времени, а i обозначает дискретный момент времени, в который производятся измерения. Пусть $P_{i/k}$ обозначает матрицу ковариаций ошибок, связанную с оценкой $\hat{x}_{i/k}$.

Определим переходную матрицу Φ_i , определяющую динамику оцениваемого движения, следующим образом

$$\Phi_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Тогда уравнение экстраполяции вектора состояния будет иметь вид

$$\hat{x}_{i+1/i} = \Phi_i \cdot \hat{x}_{i/i} + \bar{\zeta}_i, \quad (7)$$

$$\text{при } E\{\bar{\zeta}_i\} = 0, \quad E\{\bar{\zeta}_i \bar{\zeta}_k^T\} = Q_i \delta_{ik}, \quad \delta_{ik} = \begin{cases} 1, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases},$$

где $\bar{\zeta}_i$ - вектор шума модели движения, E - оператор математического ожидания, Q_i - матрица интенсивности шума модели.

Если в качестве измеряемого ввести вектор \bar{z}_i , то связь оцениваемых и измеряемых параметров можно записать в виде $\bar{z}_i = \bar{h}_i(\bar{x}_{i/i}) + \bar{\varepsilon}_i$. Здесь \bar{h}_i - вектор, показывающий аналитическую связь измеряемых параметров с оцениваемыми, $\bar{\varepsilon}_i$ - вектор шума измерений.

Предполагаем, что $E\{\varepsilon_i \varepsilon_k^T\} = N_i \delta_{ik}$ и $E\{\varepsilon_i\} = 0$, N_i - матрица интенсивности шума измерений.

Уравнение коррекции вектора состояния

$$\hat{x}_{i+1/i+1} = \hat{x}_{i+1/i} + W_{i+1} [\bar{z}_{i+1} - \bar{h}(\hat{x}_{i+1/i})], \quad (8)$$

где W_{i+1} - матрица коэффициентов усиления фильтра, полученная как

$$W_{i+1} = P_{i+1/i} H_{i+1}^T (H_{i+1} P_{i+1/i} H_{i+1}^T + N_{i+1})^{-1}, \quad (9)$$

$$H_{i+1} = \left. \frac{\partial \bar{h}}{\partial \bar{x}} \right|_{x=\hat{x}_{i+1/i}}.$$

Уравнение экстраполяции матрицы ковариаций

$$P_{i+1/i} = \Phi_i P_{i/i} \Phi_i^T + Q_i \quad (10)$$

Уравнение коррекции матрицы ковариаций

$$P_{i+1/i+1} = (I - W_{i+1} H_{i+1}) P_{i+1/i} \quad (11)$$

Будем считать, что изменение скорости смещения шкалы времени приемника полагаются винеровским процессом с малой скоростью дрейфа, которое характеризуется двухсторонней спектральной плотностью формирующего шума для исследуемого навигационного приемника равной $N_{\xi v} = 0,8 \cdot 10^{-22}$ Гц. Переход к моделям смещения часов в дискретном времени получается в результате интегрирования соответствующих непрерывных уравнений на интервале времени дискретизации. В нашем случае время дискретизации для вторичной обработки будет соответствовать интервалу выдачи ПД и равняться $T = 1$ секунде.

$$\Delta_i = \Delta_{i-1} + T \cdot \dot{\Delta}_{i-1} + \xi_{\Delta,i-1}, \quad (12)$$

$$\dot{\Delta}_i = \dot{\Delta}_{i-1} + \xi_{\dot{\Delta},i-1} \quad (13)$$

Таким образом, вектор формирующих шумов $\xi_i = \begin{bmatrix} \xi_{\Delta,i} \\ \xi_{\dot{\Delta},i} \end{bmatrix}$ представляет из себя

белый гауссов шум с матрицей дисперсий [4]

$$M \left[\bar{\xi}_i \cdot \bar{\xi}_i^T \right] = Q_\xi = \begin{bmatrix} Q_\xi(1,1) & Q_\xi(1,2) \\ Q_\xi(2,1) & Q_\xi(2,2) \end{bmatrix} = c^2 \cdot N_{\xi v} \begin{bmatrix} \frac{T^3}{3} & \frac{T^2}{2} \\ \frac{T^2}{2} & T \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$Q_i = \begin{bmatrix} 0,001 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,001 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_\xi(1,1) & Q_\xi(1,2) \\ 0 & 0 & 0 & Q_\xi(2,1) & Q_\xi(2,2) \end{bmatrix}$$

Из (2) получим

$$\bar{h}(\hat{x}_{i+1/i}) = \begin{bmatrix} R_4 + \Delta R_4 + \delta_4 + c \cdot T_{trop}^4 + \Delta - \frac{P}{1-\gamma} + \left(F' - \frac{P'}{1-\gamma} \right) \cdot s_4 + \Delta \nu_1 \\ R_6 + \Delta R_6 + \delta_6 + c \cdot T_{trop}^6 + \Delta - \frac{P}{1-\gamma} + \left(F' - \frac{P'}{1-\gamma} \right) \cdot s_6 + \Delta \nu_2 \\ R_{14} + \Delta R_{14} + \delta_{14} + c \cdot T_{trop}^{14} + \Delta - \frac{P}{1-\gamma} + \left(F' - \frac{P'}{1-\gamma} \right) \cdot s_{14} + \Delta \nu_3 \\ R_{23} + \Delta R_{23} + \delta_{23} + c \cdot T_{trop}^{23} + \Delta - \frac{P}{1-\gamma} + \left(F' - \frac{P'}{1-\gamma} \right) \cdot s_{23} + \Delta \nu_4 \\ R_{24} + \Delta R_{24} + \delta_{24} + c \cdot T_{trop}^{24} + \Delta - \frac{P}{1-\gamma} + \left(F' - \frac{P'}{1-\gamma} \right) \cdot s_{24} + \Delta \nu_5 \end{bmatrix},$$

где

$$R_j = \sqrt{(x_j^{cn} - x)^2 + (y_j^{cn} - y)^2 + (z_j^{cn} - z)^2}$$

а j - номера видимых спутников.

$$H_{i+1} = \frac{\partial \bar{h}}{\partial \bar{x}} \Big|_{x=x_{i+1/i}} = \begin{bmatrix} -\frac{(x_4^{cn} - x)}{R_4} & -\frac{(y_4^{cn} - y)}{R_4} & -\frac{(z_4^{cn} - z)}{R_4} & 1 & 0 \\ -\frac{(x_6^{cn} - x)}{R_6} & -\frac{(y_6^{cn} - y)}{R_6} & -\frac{(z_6^{cn} - z)}{R_6} & 1 & 0 \\ -\frac{(x_{14}^{cn} - x)}{R_{14}} & -\frac{(y_{14}^{cn} - y)}{R_{14}} & -\frac{(z_{14}^{cn} - z)}{R_{14}} & 1 & 0 \\ -\frac{(x_{23}^{cn} - x)}{R_{23}} & -\frac{(y_{23}^{cn} - y)}{R_{23}} & -\frac{(z_{23}^{cn} - z)}{R_{23}} & 1 & 0 \\ -\frac{(x_{24}^{cn} - x)}{R_{24}} & -\frac{(y_{24}^{cn} - y)}{R_{24}} & -\frac{(z_{24}^{cn} - z)}{R_{24}} & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$N_i = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A \end{bmatrix},$$

где

$$A = \frac{1 + \gamma^2}{(1 - \gamma)^2} \sigma_D^2$$

σ_D^2 - дисперсия измерений ПД, принятая одинаковой по всем спутникам в диапазонах L1 и L2,

$$P_{0/0} = \begin{bmatrix} 10^3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10^3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10^3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 10^2 \end{bmatrix}$$

Последующая обработка ФКТ файла измерений длительностью 200 секунд позволила получить оценки ошибок координат, представленные на рисунке 1.

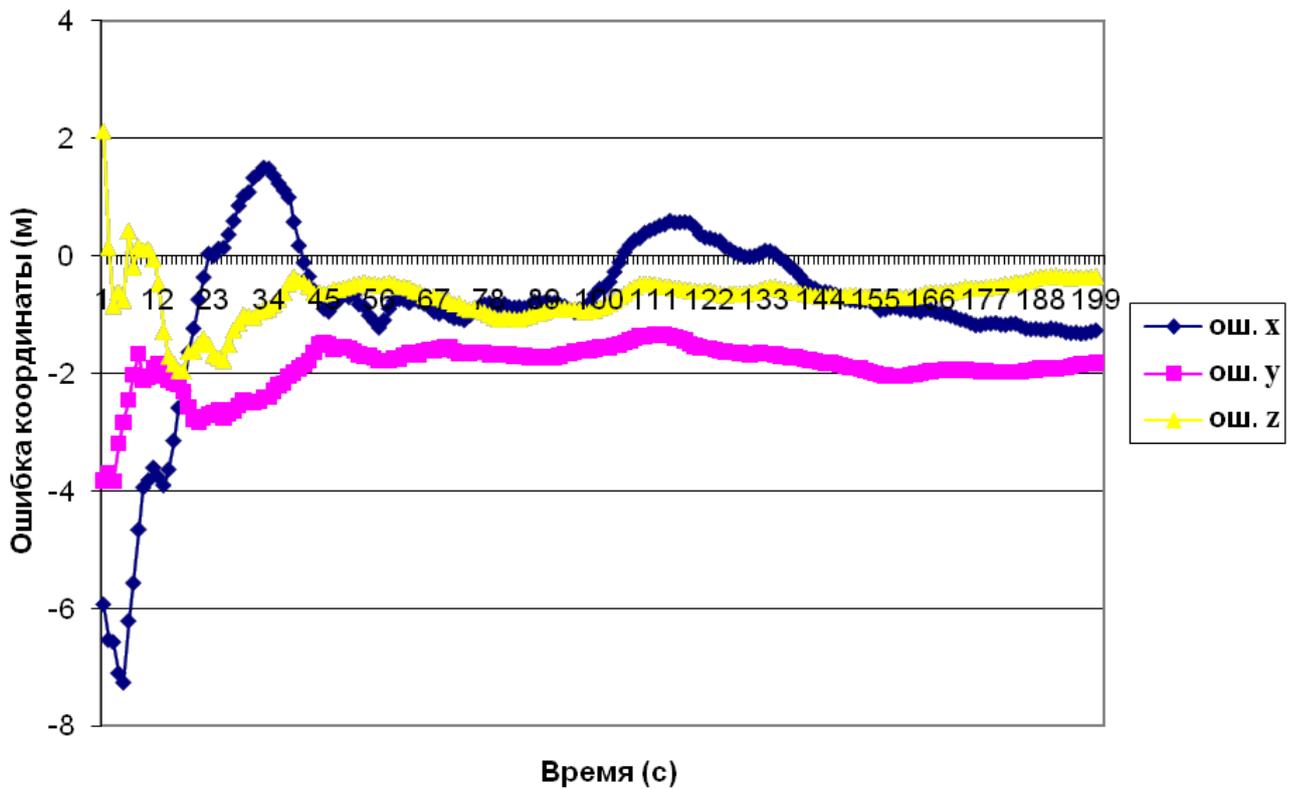


Рис.1 Оценка ошибок координат ФКТ

Из рисунка 1 видно, что ошибки оценок проекций координат приёмника по

прошествии 200 с от сеанса обработки измерений составляют величину менее 2 м. Таким образом, гипотеза о линейности аппаратурных задержек и возможности определения частотно-временных поправок, не учитываемых в эфемеридах, подтверждена.

Выводы

1. Эксперимент подтвердил правильность предположений о линейности аппаратурных задержек и возможности определения частотно-временных поправок, не учитываемых в эфемеридах, что показывает оценка координат ФКТ на интервале 200 секунд (рис. 1).

2. Проведенные исследования показали, что оценка координат ФКТ производится со смещением не более нескольких метров в течение длительного срока службы навигационного приемника при получении данных о температуре, давлении и влажности вблизи антенны для компенсации тропосферных погрешностей.

При подготовке статьи к печати были использованы научные результаты, полученные при проведении исследований в рамках гранта 14.Z57.14.5589-НШ.

Библиографический список

1. Вовасов В.Е., Бетанов В.В., Герко С.А. Методика калибровки навигационного приемника ГЛОНАСС при использовании двухчастотных

комбинаций измерений псевдодальностей // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21. №5 С. 137-144.

2. Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. - М.: Радиотехника, 2008. - 328 с.

3. Поваляев А.А., Вейцель В.А., Мазепа Р.Б. Глобальные спутниковые системы синхронизации и управления в околоземном пространстве: Учеб. пособие / под ред. А.А. Поваляева. - М.: Вузовская книга, 2012. - 188 с.

4. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. Перова А.И. Харисова В.Н. - М: Радиотехника, 2010. - 800 с.

5. Российская система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), URL: <http://sdcm.ru>.

6. Сейдж Э., Мелс Дж. Теория оценивания и её применение в связи и управлении. - М.: Связь, 1976. - 496 с.