

13.АЛГОРИТМЫ

13.1 Алгоритм расчета ионосферной поправки в SBAS

Для оценки ионосферных коррекций, обусловленных прохождением электромагнитных сигналов навигационных спутников через атмосферу, ИКАО разработана и рекомендована к применению сеточно-точечная модель ионосферы (IGP). Модель IGP (рис.13. 1) представляет собой тело вращения в виде эллипсоида ограниченного двумя поверхностями: поверхностью эллипсоида WGS-84 и поверхностью на постоянной высоте, равной 350 км над эллипсоидом WGS-84. Модель IGP разделена по долготе на 9 диапазонов (0-8) и по широте на 2 диапазона (9,10) через 5 градусов. Диапазоны «0-8» и «9,10» в свою очередь разделены через 5 градусов по долготе и широте соответственно. Диапазоны «0-7» содержат по 201 точке, диапазон 8 – 200 точек, диапазоны 9 и 10- по 192 точки. Для этих точек потребителю передаются значения вертикальной задержки электромагнитного сигнала $\tau_{v,k}$. Эти точки называются точками «прокалывания» ионосферы (IPP), (см. рис.13. 2) .

Ионосферная поправка для *i*-го спутника определяется по выражению

$$IC_i = -F_{pp} * \tau_{vpp} \quad , \quad (13.1)$$

где:

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cdot \cos(\theta_i)}{R_e + h_I} \right)^2 \right]^{\frac{-1}{2}} \quad - \quad (13.2)$$

коэффициент отклонения,

$R_e=6378.1363$ - радиус Земли,

θ_i - угол места *i*- го спутника,

$h_I=350$ км-толщина ионосферного слоя,

τ_{vpp} - интерполированная оценка вертикальной ионосферной задержки, определяемая в зависимости от количества точек интерполяции (4 или 3).

При передаче со спутника GEO SBAS информации для 4 углов ячейки IGP (рис.13. 3)

τ_{vpp} приемником потребителя рассчитывается по формуле

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^4 W_k \cdot \tau_{vk} \quad , \quad (13.3)$$

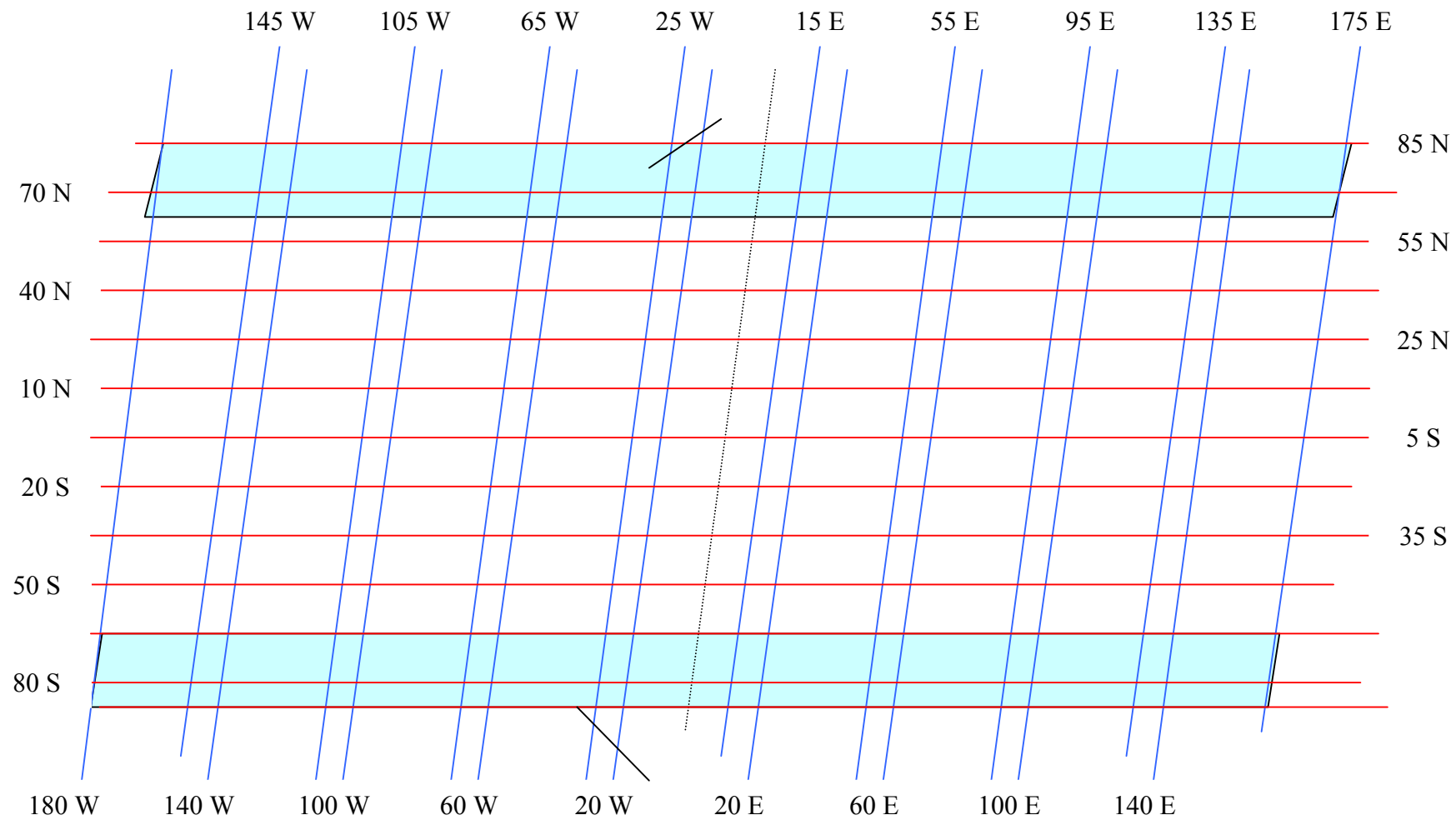


Рис. 13.1.

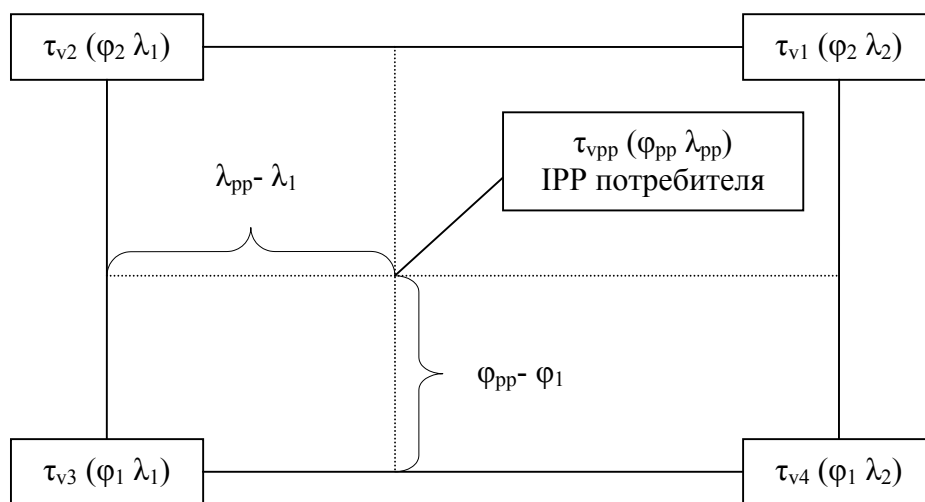
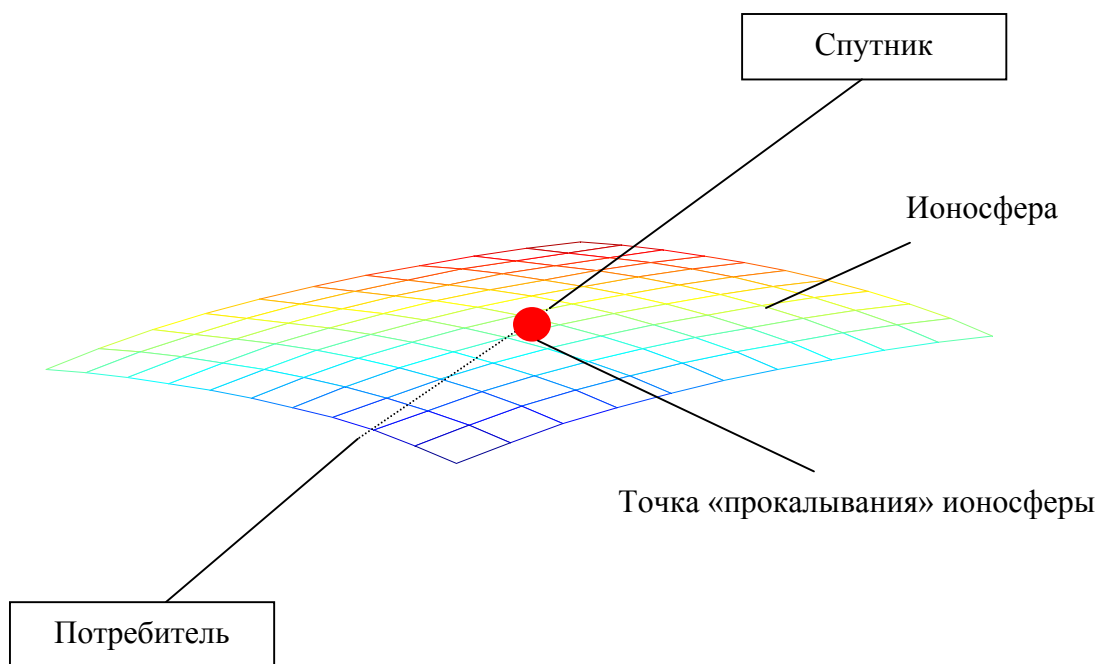


Рис. 13. 3

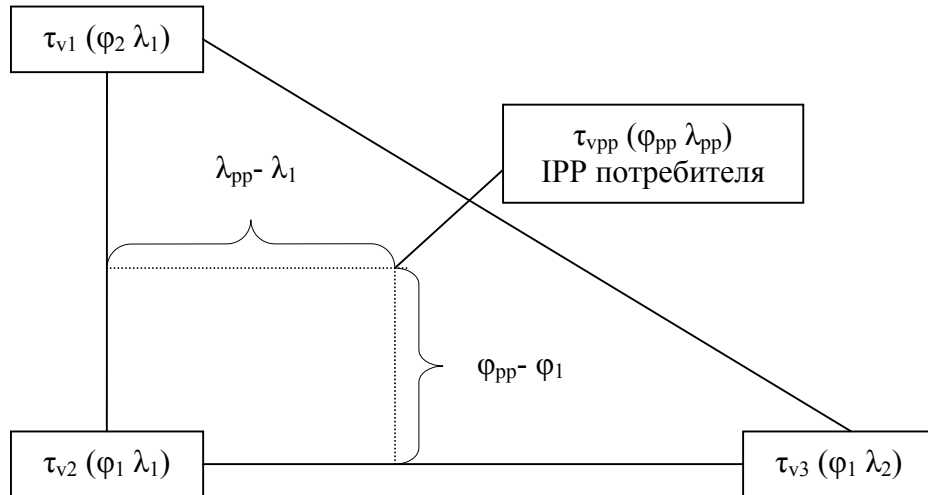


Рис. 13. 4

где:

$$W_1 = x_{pp} * y_{pp},$$

$$W_2 = (1 - x_{pp}) * y_{pp},$$

$$W_3 = (1 - x_{pp}) * (1 - y_{pp}),$$

$$W_4 = x_{pp} * (1 - y_{pp}).$$

Для IPP лежащих между 85° северной и 85° южной широт

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}, \quad (13.4)$$

$$y_{pp} = \frac{\phi_{pp} - \phi_1}{\phi_2 - \phi_1}, \quad (13.5)$$

где:

λ_1 -долгота IGP к западу от IPP,

λ_2 - долгота IGP к востоку от IPP,

ϕ_1 - широта IGP к югу от IPP,

ϕ_2 - широта IGP к северу от IPP.

Для IPP севернее 85° северной и южнее 85° южной широт расчет ведется по другим выражениям.

При передаче со спутника GEO SBAS информации для 3 точек ячейки IGP (рис.13. 4) τ_{vpp} приемником потребителя рассчитывается для точек лежащих между 75° северной и 75° южной широт по формуле (13. 3) для $k=1, 2, 3$. При этом

$$W_1 = y_{pp},$$

$$W_2 = 1 - x_{pp} - y_{pp},$$

$$W_3 = x_{pp},$$

x_{pp}, y_{pp} – рассчитываются по выражениям (13. 4) и (13. 5) с учетом того, что вторая точка IGP (IGP2) всегда имеет координаты λ_1 и φ_1 и является вершиной треугольника, противоположной гипотенузе (рис.13. 4).

Для других точек трех точечная интерполяция SBAS не поддерживается.

Протокол для выбора точек IGP при проведении ионосферных коррекций приводится в стандарте ИКАО.

13.2 Алгоритм оценки координат и времени спутников GEO SBAS

При использовании для навигационных определений SBAS координаты спутников GEO на любой момент времени определяются по формуле:

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_G \\ \hat{Y}_G \\ \hat{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} \times (t - t_{0,GEO}) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} \times (t - t_{0,GEO})^2, \quad (13. 6)$$

где:

X_G, Y_G, Z_G - координаты спутника GEO на момент времени $t_{0,GEO}$,

$\dot{X}_G, \dot{Y}_G, \dot{Z}_G$ - скорость спутника GEO на момент времени $t_{0,GEO}$,

$\ddot{X}_G, \ddot{Y}_G, \ddot{Z}_G$ - ускорение спутника GEO на момент времени $t_{0,GEO}$;

$t_{0,GEO}$ – время привязки данных, выраженное как время от полуночи текущих суток.

Бортовое время спутника GEO SBAS корректируется уравнениями:

$$t = t_G - \Delta t_G, \quad (13. 7)$$

$$\Delta t_G = a_{Gf0} + a_{Gf1} * (t - t_{0,GEO}), \quad (13. 8)$$

где:

t - сетевое время SBAS,

t_G - бортовое время спутника GEO на момент передачи сообщения,

Δt_G - поправка к бортовому времени спутника GEO на любой момент времени,

коэффициенты $a_{Gf0}, a_{Gf1}, t_{0,GEO}$ передаются в сообщении типа 9.

13.3 Алгоритм оценки координат и времени спутников основной группировки в SBAS

Коррекция координат спутников основной группировки в SBAS выполняется в приемнике потребителя по следующим соотношениям:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{\text{корректированные}} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \ddot{x}_i \\ \delta \ddot{y}_i \\ \delta \ddot{z}_i \end{bmatrix} \times (t - t_{i,LT}), \quad (13.9)$$

где:

$\begin{bmatrix} x_i & y_i & z_i \end{bmatrix}^T$ - вектор положения i -го GPS /ГЛОНАСС спутника согласно ICD-GPS - 200 , ИКД-98 (ГЛОНАСС) [1 ,2],

$\begin{bmatrix} \delta x_i & \delta y_i & \delta z_i \end{bmatrix}^T$ - поправки, передаваемые в сообщениях типа 24 и 25.
 $\begin{bmatrix} \delta \ddot{x}_i & \delta \ddot{y}_i & \delta \ddot{z}_i \end{bmatrix}^T$

Коррекция времени i -го спутника GPS производится по уравнениям:

$$t = t_{SV,i} - [(\Delta t_{SV,i})_{L1} + \delta \Delta t_{SV,i}], \quad (13.10)$$

$$\delta \Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f0} + \delta a_{i,fl} * (t_k - t_{i,LT}), \quad (13.11)$$

в которых:

t – сетевое время SBAS,

$t_{SV,i}$ – бортовое время i -го спутника GPS на момент передачи сообщения,

$(\Delta t_{SV,i})_{L1}$ – сдвиг фазы кода PRN i -го GPS спутника согласно ICD – GPS – 200 [1],

$\delta \Delta t_{SV,i}$ – коррекция поправки для бортового времени.

Для коррекции времени спутниковой группировки ГЛОНАСС алгоритм коррекции находится в стадии разработки.

13.4 Алгоритм коррекции псевдодальности и скорости изменения дальности в SBAS

Скорректированная псевдодальность для i – го спутника на момент времени t и поправки к скорости изменения дальности (RRC_i) определяются из выражений

$$PR_{i, \text{корректированная}} = PR_i + FC_i + RRC_i * (t - t_{i,0f}) + IC_i + TC_i, \quad (13.12)$$

$$RRC_i = (FC_{i, \text{последняя}} - FC_{i, \text{предыдущая}}) / (t_{i,0f} - t_{i,0f, \text{предыдущее}}), \quad (13.13)$$

где:

PR_i – измеренная псевдодальность с учетом применения поправок к бортовому времени i – го спутника,

FC_i - быстра поправка к псевдодальности для i -го спутника для быстроменяющихся погрешностей, применяется после учета долгосрочной поправки и не содержит поправок к ионосфере и тропосфере (передается в сообщениях типа 2-5),

RRC_i – поправка к скорости изменения дальности,

IC_i – ионосферная поправка,

TC_i – тропосферная поправка (носит локальный характер и определяется потребителем),

$FC_{i,последняя}$ – последняя быстрая поправка,

$FC_{i,предыдущая}$ – предыдущая быстрая поправка,

$t_{i,0f}$ – время привязки последней быстрой поправки ($FC_{i,последняя}$),

$t_{i,0f_предыдущее}$ – время привязки предыдущей быстрой поправки ($FC_{i,предыдущая}$).

13.5 Алгоритмы оценки уровней защиты в SBAS

Уровни защиты по горизонтали

$$HPL_{SBAS} = K_{H, NPA} * d_{major} , \quad (13. 14)$$

$$HPL_{SBAS} = K_{H, PA} * d_{major} , \quad (13. 15)$$

Уровень защиты по вертикали

$$VPL_{SBAS} = K_{V, PA} * d_V , \quad (13. 16)$$

где:

$$d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2}} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2} + d_{xy}^2 ,$$

$$K_{H, NPA} = 6.18;$$

$$K_{H, PA} = 6,00;$$

$$K_{V, PA} = 5,33;$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i}^2 \sigma_i^2 - \text{дисперсия модели распределения, включающая истинное распределение}$$

по оси «х»;

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{y,i}^2 \sigma_i^2 - \text{дисперсия модели распределения, включающая истинное распределение}$$

по оси «у»;

$$d_{xy}^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2 - \text{ковариация моделей распределения по осям «х» и «у»};$$

$$d_V^2 = \sum_{i=1}^N s_{V,i}^2 \sigma_i^2 - \text{дисперсия модели распределения, включающая истинное распределение}$$

по вертикальной оси;

$s_{x,i}$ – частная производная по «х» погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i – го спутника;

$s_{y,i}$ – частная производная по «у» погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i – го спутника;

$s_{V,i}$ – частная производная по вертикали погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i – го спутника;

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UDRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2. \quad (13. 17)$$

Составляющие в выражении (13. 17) оцениваются следующим образом.

При применении быстрых и долгосрочных поправок, дальномерных параметров спутников GEO SBAS и параметров деградации

$$\sigma_{i,flt}^2 = [\sigma_{i,UDRE}(\delta UDRE) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{lrc}^2 + \varepsilon_{er}]^2, \quad (13. 18)$$

если в сообщении типа 10 признак квадратичного суммирования быстрых и долгосрочных поправок (RSS_{UDRE}) равен 0;

$$\sigma_{i,flt}^2 = [\sigma_{i,UDRE}(\delta UDRE)]^2 + \varepsilon_{fc}^2 + \varepsilon_{rrc}^2 + \varepsilon_{lrc}^2 + \varepsilon_{er}^2, \quad (13. 19)$$

если в сообщении типа 10 признак квадратичного суммирования быстрых и долгосрочных поправок (RSS_{UDRE}) равен 1;

$$\sigma_{i,flt}^2 = [\sigma_{i,UDRE}(\delta UDRE) + 8M]^2, \quad (13. 20)$$

если параметры деградации не используются;

$$\sigma_{i,flt}^2 = (60)^2 \text{ метров}^2, \quad (13. 21)$$

если быстрые и долгосрочные поправки, дальномерные параметры спутников GEO SBAS не используются.

Коэффициенты деградации быстрых (ε_{fc} , ε_{rrc}) и долгосрочных (ε_{lrc}) поправок в формулах (5)-(6) рассчитываются по выражениям:

$$\varepsilon_{fc} = a(t - t_u + t_{lat})^2/2, \quad (13. 22)$$

где:

t – текущее время,

t_u – время привязки показателя $UDRE_i$. Это время определяется следующим образом: если признак набора данных для быстрых поправок ($IODF_j$) не равен 3, то t_u есть начало передачи блока сообщений, содержащих самые последние данные $UDRE_i$ в сообщениях типа 2 – 6 или 24, совпадающие с $IODF_j$ применяемой быстрой поправки; если $IODF_j = 3$, то t_u совпадает с началом сообщения, содержащего быструю поправку для i – го спутника; для параметров $UDRE$, передаваемых в сообщениях 2-5 и 24 t_u совпадает с временем привязки быстрых поправок; для параметров $UDRE$, передаваемых в сообщениях типа 6 при $IODF_j$ не равном 3 t_u определяется как время передачи первого бита сообщения на спутник GEO SBAS;

t_{lat} – системное время запаздывания (интервал времени между началом деградации быстрой поправки и опорным временем $UDRE$);

$$\varepsilon_{rrc} = 0, \text{ при } RRC = 0; \quad (13.23)$$

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, \text{ если } (IODF_{\text{текущий}} - IODF_{\text{предыдущий}}) \bmod 3 = 1 \\ \left(\frac{aI_{fc}}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) \times (t - t_{0f}), \text{ если } (IODF_{\text{текущий}} - IODF_{\text{предыдущий}}) \bmod 3 \neq 1 \end{cases}, \quad (13.24)$$

при $RRC \neq 0, IODF \neq 3$;

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, \text{ если } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| = 0 \\ \left(\frac{a|\Delta t - I_{fc}/2|}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) \times (t - t_{0f}), \text{ если } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| \neq 0 \end{cases}, \quad (13.25)$$

при $RRC \neq 0, IODF = 3$, где

$IODF_{\text{текущий}}$ – параметр, соответствующий последней быстрой поправке,

$IODF_{\text{предыдущий}}$ – параметр, соответствующий предыдущей быстрой поправке,

a – показатель фактора деградации быстрых поправок (индекс «i» опущен),

$\Delta t = t_{0f} - t_{of_предыдущий}$ – интервал времени,

I_{fc} – срок действия быстрых поправок для потребителя,

B_{rrc} – параметр, определяющий границы шума и погрешности округления при вычислении деградации поправки к скорости изменения дальности.

Коэффициенты деградации для долгосрочных поправок распадаются на две группы: для навигационных спутников и для спутников GEO SBAS.

Коэффициенты для навигационных спутников

$$\varepsilon_{lrc} = C_{lrc_lsb} + C_{lrc_v1} \times \max(0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{lrc_v1}), \quad (13.26)$$

если код скорости равен 1;

$$\varepsilon_{lrc} = C_{lrc_v0} \times \text{наибольшее целое меньшее отношения } (t - t_{lrc}) / I_{lrc_v0}, \quad (13.27)$$

если код скорости равен 0;

где:

t – текущее время;

t_{lrc} – время передачи первого бита сообщения долгосрочной коррекции на спутник GEO SBAS;

C_{lrc_lsb} – максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью передаваемых данных об орбите и времени (параметр передается в сообщении типа 10);

C_{lrc_v0} – параметр, определяющий границы расхождения между двумя последовательными долгосрочными поправками для спутников с кодом скорости «0» (параметр передается в сообщении типа 10)

C_{ltc_vl} – диапазон скоростных ошибок при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости параметров изменения орбиты и времени (параметр передается в сообщении типа 10);

$t_{i,LT}$ - время привязки поправок к эфемеридам, времени и частоте, выраженное в секундах от полуночи текущих суток (параметр передается в сообщении типа 10)

I_{ltc_vl} - интервал обновления долгосрочных поправок при коде скорости равном «1» (параметр передается в сообщении типа 25).

Коэффициент для спутников GEO SBAS

$$\varepsilon_{ltc} = C_{geo_lsb} + C_{geo_v} \times \max(0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}), \quad (13. 28)$$

где:

C_{geo_lsb} - максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью данных об орбите и времени (параметр передается в сообщении типа 10);

C_{geo_v} диапазон скоростной ошибки при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости изменения данных об орбите и времени (параметр передается в сообщении типа 10);

$t_{0,GEO}$ - время привязки данных для дальномерной функции спутника GEO, выраженное как время от полуночи текущих суток (параметр передается в сообщении типа 9);

t – текущее время;

I_{geo} - интервал обновления для дальномерных сообщений спутника GEO (параметр передается в сообщении типа 10).

Параметры деградации на этапах "от полета по маршруту до неточного захода на посадку" принимаются в следующем виде:

$$\varepsilon_{er} = 0, \quad (13. 29)$$

если срок действия быстрых и долгосрочных поправок не истек для точного захода на посадку и

$$\varepsilon_{er} = C_{er}, \quad (13. 30)$$

если срок истек.

В (13. 30) параметр

C_{er} - диапазон остаточной погрешности, связанный с использованием данных за пределами интервала времени для точного захода на посадку/IPV (параметр передается в сообщении типа 10).

Дисперсия погрешности в определении псевдодальности после применения ионосферных коррекций для i -го спутника ($\sigma_{i,UIRE}^2$) в выражении (13. 17) рассчитывается по формуле (далее индекс « i » опущен)

$$\sigma_{UIRE}^2 = F_{pp}^2 \cdot \sigma_{UIVE}^2, \quad (13.31)$$

где

F_{pp} – коэффициент отклонения (определен в разделе «Алгоритмы»);

σ_{UIVE}^2 - дисперсия остаточной вертикальной погрешности ионосферной задержки при определении погрешности задержки с вероятностью 0.999, вычисленная по формуле

$$\sigma_{UIVE}^2 = \sum_1^4 W_n \sigma_{n, \text{ионосферной сетки}}^2, \quad (13.32)$$

в которой:

$$\sigma_{n, \text{ионосферной сетки}}^2 = \begin{cases} (\sigma_{GIVE} + \varepsilon_{iono})^2, & \text{если в сообщении типа 10 } \text{RSS}_{iono} = 0; \\ \sigma_{GIVE}^2 + \varepsilon_{iono}^2, & \text{если в сообщении типа 10 } \text{RSS}_{iono} = 1 \end{cases} \quad (13.33)$$

где:

$$\varepsilon_{iono} = C_{iono_step} \times \left\lfloor \frac{t - t_{iono}}{t_{iono}} \right\rfloor + C_{iono_ramp}(t - t_{iono}), \quad (13.34)$$

C_{iono_step} - параметр их сообщения типа 10;

C_{iono_ramp} - параметр их сообщения типа 10;

t – текущее время;

t_{iono} – время передачи первого бита сообщения на спутник GEO SBAS;

$\left\lfloor \frac{t - t_{iono}}{t_{iono}} \right\rfloor$ - наибольшее целое меньше отношения.

Выражению (13.32) эквивалентна формула для вычисления непосредственно самой остаточной ионосферной вертикальной погрешности при четырех и трех точечной аппроксимации ионосферной сетки

$$UIVE = \begin{cases} \sum_{n=1}^4 W_n (x_{pp}, y_{pp}) \times GVIE_n \\ \sum_{n=1}^3 W_n (x_{pp}, y_{pp}) \times GVIE_n \end{cases}, \quad (13.35)$$

где: W_n – те же самые весовые коэффициенты, определенные в разделе «Алгоритмы».

Если ионосферные поправки не принимаются то дисперсия в выражении (13.31) рассчитывается по формуле:

$$\sigma_{UIVE}^2 = MAX \left\{ \left(\frac{T_{iono}}{5} \right)^2, (F_{pp} \tau_{vert})^2 \right\}, \quad (13.36)$$

где:

T_{iono} – задержка в ионосфере, рассчитанная по какой либо модели ионосферы;

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9.0 \text{ м}, & 0 \leq \phi_{pp} \leq 20 \\ 4.5 \text{ м}, & 20 \leq \phi_{pp} \leq 55 \\ 6.0 \text{ м}, & \phi_{pp} \leq 20 \end{cases}, \quad (13.37)$$

ϕ_{pp} – широта точки прокалывания ионосферы.

Вклад бортового приемника в скорректированную псевдодальность в выражении (13.17) для i – го спутника ($\sigma_{i,air}^2$) может быть разделен на вклад собственной навигационного приемника и вклад, обусловленный многолучевостью

$$\sigma_{i,air}^2 = \sigma_{rectiver}^2 + \sigma_{multipath,i}^2. \quad (13.38)$$

Дисперсия $\sigma_{i,air}^2$ может быть принята в соответствии с классификатором оборудования воздушного судна, а стандартная модель для учета многолучевости от воздушного судна для i – го спутника, как функция угла возвышения (угла места) EL_i (размерность «градус») описывается выражением

$$\sigma_{multipath,i}(EL_i) = 0.13 + 0.53e^{-EL_i/10}. \quad (13.39)$$

Параметр σ_{tropo} для i – го спутника, учитывающий остаточные тропосферные эффекты вычисляется по формуле:

$$\sigma_{tropo,i} = \frac{0.12}{\sqrt{0.002 + \sin^2(EL_i)}} \text{ метр}. \quad (13.40)$$

13.6 Алгоритмы оценки уровней защиты в GBAS

В GBAS уровнями защиты по вертикали и по боку (VPL и LPL) являются верхние границы доверительного интервала погрешности определения координат относительно опорной точки (фазового центра антенны):

$$VPL = \text{MAX}\{VPL_{HO}, VPL_{H1}\}, \quad (13.41)$$

$$LPL = \text{MAX}\{LPL_{HO}, LPL_{H1}\}, \quad (13.42)$$

где:

VPL_{HO} , LPL_{HO} – уровни защиты по вертикали и боку в условиях нормальных измерений (то есть при отсутствии отказов);

VPL_{H1} , LPL_{H1} – уровни защиты по вертикали и боку в условиях измерений с ошибками, под которыми понимается, что отказ имеет место только в одном опорном приемнике GBAS.

Уровни защиты при отсутствии отказов определяются соотношениями:

$$VPL_{HO} = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_vert_i)^2 \times \sigma_i^2}, \quad (13.43)$$

$$LPL_{HO} = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_lat_i)^2 \times \sigma_i^2}, \quad (13.44)$$

где:

K_{ffmd} - множители, полученные из вероятности безошибочного пропуска обнаружения.

Их величина зависит от числа опорных приемников (M_i), используемых для определения псевдодальности до i -го спутника. Значения множителей приведены в таблице 13.1;

$$s_vert_i = s_{v,i} + s_{x,i} \times tg(GPA);$$

$$s_lat_i = s_{y,i};$$

$s_{x,i}$ - частная производная ошибки по оси «х» относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника;

$s_{y,i}$ - частная производная ошибки по оси «у» относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника;

$s_{v,i}$ - частная производная ошибки по вертикали относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника;

GPA - угол глиссады для траектории конечного участка захода на посадку;

N - количество дальномерных источников (спутников), используемых в решении навигационной задачи;

i - индекс дальномерного источника.

Дисперсия погрешности скорректированной псевдодальности до i -го спутника (σ_i^2) входит в состав диагональной матрицы весовых коэффициентов при решении навигационной задачи методом наименьших квадратов. В этом случае проекционная матрица имеет вид:

$$[S] = \begin{bmatrix} s_{x,1} & s_{x,2} & \dots & s_{x,N} \\ s_{y,1} & s_{y,2} & \dots & s_{y,N} \\ s_{v,1} & s_{v,2} & \dots & s_{v,N} \\ s_{t,1} & s_{t,2} & \dots & s_{t,N} \end{bmatrix} = [[G]^T \times [W] \times [G]]^{-1} \times [G]^T \times [W], \quad (13.45)$$

где:

$[G]^T$ – транспонированная матрица $[G]$;

$G_i = [-\cos(El_i)\cos(Az_i) \quad -\cos(El_i)\sin(Az_i) \quad -\sin(El_i) \quad 1]$ – строка « i » матрицы $[G]$;

$[...]^{-1}$ - обратная матрица;

t – текущее время;

El_i – угол места (возвышения) i – го навигационного спутника;

Az_i – азимут i – го навигационного спутника;

$$[W] = \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_N \end{bmatrix}^{-1} \quad \text{- матрица весовых коэффициентов;}$$

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr_gnd,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{pr_air,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2, \quad (13.46)$$

$\sigma_{pr_gnd,i}$ – стандартное отклонение нормального распределения, связанное с вкладом в погрешность псевдодальности в опорной точке для i – го навигационного спутника;

$$\sigma_{i,tropo} = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2(El_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0}), \quad (13.47)$$

остаточная тропосферная неопределенность для i – го навигационного спутника;

Δh – высота воздушного судна над опорной точкой GBAS;

h – высота из сообщения типа 2 GBAS;

$$\sigma_{pr_air,i} = \sqrt{\sigma_{receiver}^2(El_i) + \sigma_{multipath}^2(El_i)}, \quad (13.48)$$

стандартное отклонение общего вклада воздушного судна в ошибку скорректированной псевдодальности для i – го навигационного спутника; включающее вклад навигационного приемника и погрешность за счет многолучевости от корпуса воздушного судна. Вклад многолучевости ($\sigma_{multipath}(El_i)$) определяется соотношением (13.39);

$$\sigma_{iono,i} = F_{pp} \times \sigma_{vert_iono_gradient} \times (x_{air} + 2 \times \tau \times v_{air}), \quad (13.49)$$

где:

F_{pp} - коэффициент отклонения, вычисляемый по формуле (13.2);

$\sigma_{vert_iono_gradient}$ – среднеквадратическое отклонение нормального распределения, соответствующее остаточной неопределенности, обусловленной пространственной декорреляцией (передается в сообщении типа 2);

x_{air} – расстояние между текущим местоположением воздушного судна и опорной точкой GBAS, указываемой в сообщении типа 2;

$\tau = 100$ секунд – постоянная времени, используемая в фильтром сглаживания несущей;

v_{air} – горизонтальная скорость воздушного судна при заходе на посадку (метр/секунда).

Уровни защиты по вертикали и боку в условиях измерений с ошибками (отказ имеет место только в одном опорном приемнике GBAS) определяются соотношениями:

$$VPL_{H1} = \text{MAX}\{VPL_j\}, \quad (13.50)$$

$$LPL_{H1} = \text{MAX}\{LPL_j\}. \quad (13.51)$$

Для $j = 1, \dots, 4$ уровни защиты по вертикали и боку вычисляются по формулам:

$$VPL_j = |B_{vert_j}| + K_{md} \times \sigma_{vert,H1}, \quad (13.52)$$

$$LPL_j = |B_{lat_j}| + K_{md} \times \sigma_{lat,H1}, \quad (13.53)$$

где:

$$B_{vert_j} = \sum_{i=1}^N (s_{vert_i} \times B_{i,j}), \quad (13.54)$$

$$B_{lat_j} = \sum_{i=1}^N (s_{lat_i} \times B_{i,j}), \quad (13.55)$$

$B_{i,j}$ – разности между передаваемыми поправками к псевдодальностям и поправками при исключении j -го опорного приемника по i – му навигационному спутнику;

K_{md} - множители, полученные из вероятности необнаружения. Их величина зависит от числа опорных приемников (M_i), используемых для определения псевдодальности до i -го спутника. Значения множителей приведены в таблице 13. 1;

$$\sigma_{vert,H1}^2 = \sum_{i=1}^N [(s_{vert_i})^2 \times (\sigma_{H1_i})^2], \quad (13.56)$$

$$\sigma_{lat,H1}^2 = \sum_{i=1}^N [(s_{lat_i})^2 \times (\sigma_{H1_i})^2], \quad (13.57)$$

$$(\sigma_{H1_i})^2 = \frac{M_i \times \sigma_{pr_gnd,i}^2}{U_i - 1} + \sigma_{pr_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2, \quad (13.58)$$

M_i - количество опорных приемников в GBAS для расчета поправок к псевдодальности для i – го навигационного спутника (параметр связан с показателем точности GBAS в сообщении типа 2);

U_i - количество опорных приемников, в GBAS для расчета поправок к псевдодальности для i – го навигационного спутника, за исключением j – го опорного приемника.

Таблица 13. 1. Множители

Множитель	M_i		
	2	3	4
K_{ffmd}	5.762	5.810	5.847
K_{md}	2.935	2.898	2.878

Пороги срабатывания сигнализации определены в таблицах 13. 2 и 13. 3. Для местоположений воздушного судна, когда отклонение по боку вдвое превышает максимальную величину на индикаторе отклонения от курса, или вертикальное отклонение вдвое превышает

ет максимальную величину на индикаторе отклонения от курса, максимальные значения порогов срабатывания сигнализации по вертикали и по боку устанавливаются равными величинам, приведенным в таблицах 13. 2 и 13. 3.

Таблица 13. 2. Порог срабатывания сигнализации по боку

Расстояние по горизонтали от воздушного судна до точки LTP/FTP в пересчете вдоль конечного участка траектории захода на посадку (в метрах)	Порог срабатывания сигнализации по боку (в метрах)
$291 < D \leq 873$	FASLAL
$873 < D \leq 7500$	$0,0044D(м)+FASLAL-3,85$
$D > 7500$	FASLAL+29,15

Таблица 13. 3. Порог срабатывания сигнализации по вертикали

Высота воздушного судна над точкой LTP/FTP в пересчете на конечный участок траектории захода на посадку (в футах)	Порог срабатывания сигнализации по вертикали (в метрах)
$100 < H \leq 200$	FASVAL
$200 < H \leq 1340$	$0,02925H(фут)+FASVAL-5,85$
$H > 1340$	FASVAL+33,35

