

В.В.Конін д.т.н (Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

О.В.Куценко (Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ОСОБЛИВОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ РІВНІВ ЗАХИСТУ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ

Розглянуто особливості визначення бокового та вертикального рівнів захисту супутникової системи посадки повітряних суден, з урахуванням системи координат, що застосовується при посадці.

Безпека та ефективність польотів повітряних суден забезпечується системами організації повітряного руху. Як зазначено в [1], складовими частинами даних систем, які виконують основні функції, є зв'язок, навігація та спостереження. В сучасній інтерпретації глобальні системи з функціями зв'язку, навігації, спостереження визначаються як системи CNS/ATM. Однією з нових основних вимог, які висуваються в навігації, – є широке використання глобальної системи супутникової навігації GNSS для всіх стадій польоту з метою забезпечення основної економічної переваги систем CNS/ATM. Супутникова система посадки складається з навігаційних супутників GNSS, а також з наземної та бортової підсистем.

Унікальним аспектом використання супутникової системи посадки являється зміна в часі характеристик системи внаслідок зміни геометрії розташування навігаційних супутників. Також система підлягає впливу ряду факторів, які спричиняють похибки різних джерел походження. За походженням джерела похибок поділяються на наступні категорії: навігаційні супутники, середовище розповсюдження сигналів, опорні приймачі наземної підсистеми, власне обладнання наземної станції та обладнання бортової підсистеми. До джерел похибок навігаційних супутників відносяться: дрейф шкали годинника, неточність переданих ефемерид, збої передавача навігаційного супутника, зсув переданого коду відносно фази несучої та деформація переданого сигналу. До джерел похибок середовища розповсюдження сигналу відносяться: іоносферні просторовий та короткотерміновий градієнти, тропосферна затримка, інтерференція сигналів біля опорних приймачів та повітряного судна, а також помилки, що виникають при прийомі диференційних поправок. До джерел похибок наземних опорних приймачів відносяться: апаратура наземних антен та приймачів, а також дзеркальна та розсіяна багатопроменевість при прийомі сигналів. До джерел похибок наземної станції відносяться: збої програмного забезпечення, збої передавача диференційних поправок та зміщення фазових центрів антен опорних приймачів як спільне так і окремо кожного. До джерел похибок обладнання бортової підсистеми відносяться: апаратура бортових приймача і антени, збої програмного забезпечення, а також багатопроменевість при прийомі сигналів від супутників та наземного обладнання.

Похибки від деяких джерел повністю усуваються в наземній чи бортовій підсистемі, а також за допомогою авіоніки, що не відноситься до

супутникової системи посадки. Проте, в більшості випадків після диференційних корекцій, згладжування фазою несучої та інших засобів в даних все ж присутні залишкові похибки.

При визначенні цілісності супутникової навігаційної системи особлива увага приділяється вертикальному та боковому рівням захисту супутникової системи посадки які в [2] визначені як:

$$LPL = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_{y,i}^2 \times \sigma_i^2)};$$

$$VPL = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N ((s_{v,i} + s_{x,i} \times \text{tg}(GPA))^2 \times \sigma_i^2)}.$$

Розглянемо параметри представлені у виразах вище. K_{ffmd} - це множник отриманий з ймовірності не виявлення збою за умови відсутності збоїв в наземній підсистемі. GPA - це кут глісади який передається наземною підсистемою супутникової системи посадки. Похибку визначення псевдовідстані бортовою підсистемою супутникової системи посадки для i -го навігаційного супутника можна визначити як:

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_{pr_gnd,i}^2 + \sigma_{res,i}^2 + \sigma_{multipath,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2}$$

де: $\sigma_{pr_gnd,i}$ - параметр що передається наземною підсистемою і являє собою похибку яку вносить наземна підсистема для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{tropo,i}$ - залишкова тропосферна невизначеність для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{iono,i}$ - залишкова іоносферна невизначеність для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{res,i}$ - похибку приймача бортової підсистеми для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{multipath,i}$ - похибку в наслідок багатопроменевості від корпусу повітряного судна для i -го навігаційного супутника.

Параметри $s_{x,i}, s_{y,i}, s_{v,i}$ - це часткові похідні похибки по позиції по осям системи координат зв'язаної з посадковою смугою відносно похибки по псевдовідстані для i -го з N навігаційних супутників, які можна отримати як елементи матриці проєкції S яку можна визначити за допомогою виразу

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

Матриця вагових коефіцієнтів формується з похибок визначення псевдовідстаней наступним чином:

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_N^2 \end{bmatrix}^{-1}.$$

Розглянемо матрицю проєкції з псевдовідстаней на осі системи координат зв'язаної зі злітно-посадковою смугою G . Дана система координат визначається в [2] наступним чином: осі x та y лежать в локальній горизонтальній площині. При цьому вісь x орієнтовано вздовж траєкторії і напрямлено вперед, а вісь y в поперек траєкторії і напрямлена вліво. Ось z напрямлена вгору перпендикулярно осям x та y . Для визначення системи координат на борт повітряного судна наземною підсистемою супутникової системи посадки надсилаються наступні дані:

- Широта LTP / FTP_{ϕ}^{LLA} довгота $LTP / FTP_{\lambda}^{LLA}$ та висота LTP / FTP_h^{LLA} точки проходження порогу злітно посадкової смуги LTP/FTP (Landing Threshold Point/Fictitious Threshold Point). Зазвичай дана точка розташована на перетині осевої лінії і порогу посадкової смуги.
- Зміщення по широті $\Delta FPAP_{\phi}^{LLA}$ та довготі $\Delta FPAP_{\lambda}^{LLA}$ точки визначення напрямку траєкторії польоту FPAP (Flight Path Alignment Point) відносно LTP/FTP. Дана точка розташована на посадковому кінці злітно посадкової смуги або за ним на тій же висоті, що і LTP/FTP.
- Висота перетину порогу при заході на посадку TCH (Threshold Crossing Height)

Для визначення системи координат зв'язаної з злітно-посадковою смугою спочатку необхідно знайти широту довготу та висоту точки FPAP, як

$$\begin{aligned} FPAP_{\phi}^{LLA} &= LTP / FTP_{\phi}^{LLA} + \Delta FPAP_{\phi}^{LLA} \\ FPAP_{\lambda}^{LLA} &= LTP / FTP_{\lambda}^{LLA} + \Delta FPAP_{\lambda}^{LLA} . \\ FPAP_h^{LLA} &= LTP / FTP_h^{LLA} \end{aligned}$$

Потім знаходяться широта довгота і висота точки перетину порогу злітно-посадкової смуги TCP (Threshold Crossing Point) яка розташована над точкою LTP/FTP, як

$$\begin{aligned} TCP_{\phi}^{LLA} &= LTP / FTP_{\phi}^{LLA} \\ TCP_{\lambda}^{LLA} &= LTP / FTP_{\lambda}^{LLA} \\ TCP_h^{LLA} &= LTP / FTP_h^{LLA} + TCH \end{aligned} .$$

Для проведення подальших розрахунків необхідно визначити координати точок LTP/FTP (LTP / FTP_x^{ECEF} , LTP / FTP_y^{ECEF} , LTP / FTP_z^{ECEF}), FPAP ($FPAP_x^{ECEF}$, $FPAP_y^{ECEF}$, $FPAP_z^{ECEF}$) та TCP (TCP_x^{ECEF} , TCP_y^{ECEF} , TCP_z^{ECEF}) в системі ECEF.

Відповідно до визначень осей x , y , z та точок LTP/FTP, FPAP, TCP можна визначити вектори напрямки яких співпадають з напрямками осей системи координат зв'язаної з злітно-посадковою смугою. Вектор який направлений з точки LTP/FTP в точку FPAP і співпадає з напрямком осі x , в системі координат ECEF має координати:

$$\vec{U}_{rv} = \begin{bmatrix} FPAP_x^{ECEF} - LTP / FTP_x^{ECEF} \\ FPAP_y^{ECEF} - LTP / FTP_y^{ECEF} \\ FPAP_z^{ECEF} - LTP / FTP_z^{ECEF} \end{bmatrix}.$$

Вектор який направлений з точки LTP/FTP в точку TCP і співпадає з напрямом осі v , в системі координат ECEF має координати:

$$\vec{U}_{vert} = \begin{bmatrix} TCP_x^{ECEF} - LTP / FTP_x^{ECEF} \\ TCP_y^{ECEF} - LTP / FTP_y^{ECEF} \\ TCP_z^{ECEF} - LTP / FTP_z^{ECEF} \end{bmatrix}.$$

Вектор який співпадає з напрямом осі y , можна визначити як:

$$\vec{U}_{lat} = \vec{U}_{vert} \times \vec{U}_{rv}$$

Маючи дані вектори можна записати матрицю переходу до системи зв'язаної з злітно-посадковою смугою від системи ECEF у вигляді:

$$U = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{U}_{rv} \\ \vec{U}_{lat} \\ \vec{U}_{vert} \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix}.$$

Тоді рядок матриці проєкції з псевдовідстаней на осі системи координат зв'язаної зі злітно-посадковою смугою можна записати як:

$$G_i = U \times \begin{bmatrix} \frac{x^{ECEF} - x_{sat,i}^{ECEF}}{R_i - c \cdot \Delta t_{res}} \\ \frac{y^{ECEF} - y_{sat,i}^{ECEF}}{R_i - c \cdot \Delta t_{res}} \\ \frac{z^{ECEF} - z_{sat,i}^{ECEF}}{R_i - c \cdot \Delta t_{res}} \\ I \end{bmatrix},$$

- де:
- $x^{ECEF}, y^{ECEF}, z^{ECEF}$ - координати повітряного судна в системі ECEF;
 - $x_{sat,i}^{ECEF}, y_{sat,i}^{ECEF}, z_{sat,i}^{ECEF}$ - координати навігаційного супутника в системі ECEF;
 - R_i - відстань між повітряним судном та навігаційним супутником;
 - c - швидкість світла;
 - Δt_{res} - похибка годинника бортової підсистеми.

Висновки

Представлено огляд можливих похибок супутникової системи посадки. Визначені похибки які використовуються при визначенні цілісності системи. Розглянуто методику переходу до системи координат зв'язаної з злітно-посадковою смугою.

Список літератури

1. В.В. Конин, В.П. Харченко Системы спутниковой навигации .- К.Холтех, 2010. – 510 с.
2. ICAO Приложение 10 Авиационная электросвязь том 1 шестое издание, 2006. – 606 с.