Уфа: УГАТУ, 2004 Вестник УГАТУ Т. 5, № 1 (9). С. 83–91

НАУЧНЫЕ СТАТЬИ И ДОКЛАДЫ • АВИОНИКА, АВТОМАТИКА И ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

УДК 621.396.98

В. Н. ЕФАНОВ, И. Ф. НУРУЛЛИНА

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИНЦИПА «ВОСХОДЯЩЕЙ ДЕГРАДАЦИИ» СОЗВЕЗДИЯ НИСЗ

Рассматривается задача повышения точности навигационных измерений за счет реконфигурации созвездия навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ) в процессе полета самолета. Исследуются особенности вычислительных алгоритмов, используемых при расчете навигационных параметров по избыточной совокупности навигационных измерений. Предлагается принцип «восходящей деградации» созвездия, позволяющий устранить существующие противоречия при выборе состава используемых НИСЗ и повысить за счет этого качество спутниковой навигации. *Спутниковые навигационные системы; навигационные характеристики; дальномерный, квазидальномерный, допплеровский метод; тропосферные, ионосферные погрешности; оптимальное созвездие; реконфигурация*

Спутниковые навигационные системы (СНС) оказали в течение последнего десятилетия наиболее существенное влияние на формирование новой концепции организации воздушного пространства [1]. Это связано с теми существенными преимуществами, которые спутниковые средства навигации предоставляют своим пользователям:

- размер рабочей зоны по поверхности земного шара не ограничен;
- высокоточное трехмерное определение координат местоположения и вектора скорости в реальном масштабе времени;
- неограниченная пропускная способность системы и высокая помехозащищенность;
- относительно невысокая стоимость навигационной бортовой аппаратуры потребителей;
- автоматизированное самолетовождение по запрограммированным оптимальным траекториям с соблюдением норм продольного, бокового и вертикального эшелонирования на всех этапах полета, включая посадку по нормам третьей категории ИКАО;
- повышение безопасности полетов при росте интенсивности воздушного движения;
- снижение эксплуатационных затрат на техническое обслуживание за счет максимальной экономии топлива.

Реализация этих преимуществ в значительной степени зависит от достигнутого уровня качества навигационных измерений в СНС. В связи с этим в данной статье предлагается принцип, позволяющий существенно повысить точность, достоверность и надежность навигационных измерений.

1. АНАЛИЗ ПРИНЦИПОВ НАВИГАЦИИ СНС С УЧЕТОМ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Перспективы использования СНС в качестве основного средства высокоточной оперативной навигации в значительной мере зависят от величины предельного уровня погрешностей, который может быть обеспечен при измерении навигационных параметров (НП). Этот уровень необходимо сопоставить с современными требованиями к точности выдерживания навигационных характеристик, которые можно проиллюстрировать данными, приведенными в таблице.

Анализ используемых принципов навигации околоземных подвижных объектов в радионавигационном поле СНС требует учета специфики измерения НП и процесса решения навигационной задачи. Специфика измерения НП обусловлена тремя факторами: движением НИСЗ, большой высотой орбит спутников и особенностями использования пассивного способа определения НП.

Первый фактор требует, чтобы в момент измерения были точно известны координаты НИСЗ и их производные. В большинстве СНС эти параметры спутника определяются процессором бортовой аппаратуры потре-

Таблица

Требуемые навигационные характеристики (RNP) для основных этапов полета

Этап полета	Тип RNP	Точность по боковому отклонению, м	Точность по вертикали, м
Полет по маршруту	RNP 1	±1853	–
Начальный участок захода на посадку, вылет	RNP 0,5	±926	–
Неточный заход на посадку, вылет	RNP 0,3	±556	–
Заход на посадку по приборам с наведением в вертикальном канале	RNP 0,3/125	±556	±38
Точный заход на посадку до высоты 100 м (категория I)	RNP 0,03/50	±56	±15
Точный заход на посадку до высоты 60 м (категория I)	RNP 0,02/40	±37	±12
Точный заход на посадку до высоты 30 м (категория II)	RNP 0,01/15	±19	±5
Точный заход на посадку до высоты менее 30 м, посадка и вылет (категория III)	RNP 0,003	±6	–

бителя (АП) (рис. 1) по эфемеридным данным, включенным в служебную информацию, которая передается с НИСЗ вместе с навигационным сигналом. Второй фактор связан с наличием дополнительной задержки сигнала в атмосфере, которая может быть учтена по данным служебной информации с использованием моделей атмосферы в процессоре АП либо должна быть исключена, например, с помощью двухчастотного метода, предусматривающего измерение НП на двух частотах. Пассивный способ определения НП, принятый в большинстве СНС, приводит к необходимости синхронизации шкал времени (ШВ) всех НИСЗ (единое системное время). Синхронизация обеспечивается применением на НИСЗ водородного стандарта частоты с долговременной стабильностью не хуже $3 \cdot 10^{-14}$ и передачей поправок времени бортовых эталонов в служебном сообщении. Пассивный характер работы АП влияет также на выбор метода расчета НП. Координаты летательного аппарата определяются по рассчитанным псевдодальностям до выбранных НИСЗ. В свою очередь, псевдодальность (беззапросная дальность) рассчитывается по измеренной временной задержке T_i прохождения радиосигнала от i-го НИСЗ до летательного аппарата

$$D_i = cT_i, \qquad (1)$$

где c — скорость распространения радиосигнала.

Рассчитанная подобным образом псевдодальность связана с истинной дальностью D^* от летательного аппарата до НИСЗ следующим соотношением:

$$D_i = D^* + cT + \delta D_i, \qquad (2)$$

здесь T — сдвиг бортовой шкалы времени летательного аппарата относительно единого системного времени СНС, δD_i — погрешность определения i-й псевдодальности.

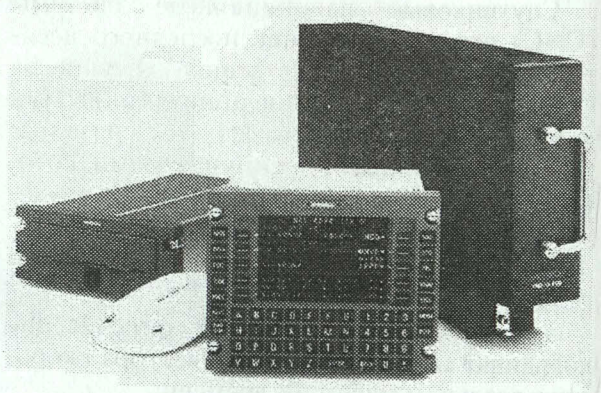

Рис. 1. Состав бортовой аппаратуры потребителя

Для расчета пространственных координат летательного аппарата достаточно четырех уравнений, полученных на основе (2):

$$D_{i1} = \sqrt{(X_c - X_{i1})^2 + (Y_c - Y_{i1})^2 + (Z_c - Z_{i1})^2} + cT + \delta D_{i1};$$

$$D_{i2} = \sqrt{(X_c - X_{i2})^2 + (Y_c - Y_{i2})^2 + (Z_c - Z_{i2})^2} + cT + \delta D_{i2};$$

$$D_{i3} = \sqrt{(X_c - X_{i3})^2 + (Y_c - Y_{i3})^2 + (Z_c - Z_{i3})^2} + cT + \delta D_{i3};$$

$$D_{i4} = \sqrt{(X_c - X_{i4})^2 + (Y_c - Y_{i4})^2 + (Z_c - Z_{i4})^2} + cT + \delta D_{i4}. \qquad (3)$$

Специфика решения навигационной задачи связана с перемещением НИСЗ относительно потребителя, при котором непрерывно изменяется взаимное положение потребителя и спутников, что приводит к изменению геометрического фактора и необходимости перехода на другую группу НИСЗ с лучшим геометрическим расположением.

Оценим, с учетом отмеченных обстоятельств, основные методы определения местоположения летательного аппарата — дальномерный, квазидальномерный и допплеровский. Дальномерный метод базируется на использовании функциональной зависимости дальности от координат НИСЗ и потребителя с учетом дополнительной задержки сигнала в атмосфере. При использовании высокостабильных атомных стандартов частоты (АСЧ) для определения искомых координат потребителя достаточно сигналов от трех НИСЗ. В противном случае требуется ретрансляция навигационного сигнала и работа АП в активном режиме «запрос–ответ». Квазидальномерный метод требует решения системы из четырех уравнений относительно квазидальностей до четырех НИСЗ, так как результаты измерений включают неизвестный сдвиг шкалы времени потребителя относительно системного времени. Следовательно, для определения НП требуется элементарное созвездие из четырех спутников. Допплеровский метод предусматривает интегрирование допплеровского сдвига частоты принимаемого сигнала на некотором интервале времени. Интегрирование дает число длин волн, на которое изменилось расстояние до спутника за это время. Этот метод эквивалентен разностно-дальномерному и требует для нахождения координат потребителя четырех НИСЗ.

Рассмотрим теперь основные факторы, влияющие на точность навигационных измерений. Их можно объединить в несколько характерных групп: геометрические факторы, факторы распространения радиоволн в атмосфере, факторы, обусловленные качеством навигационных сигналов и несовершенством АП.

Геометрические факторы определяют влияние инструментальных погрешностей измерения псевдодальности (последняя характеризует меру удаленности потребителя от НИСЗ) и погрешности показаний часов на точность вычисления координат объекта. Различие значений псевдодальности и фактической дальности связано со смещением бортовой ШВ, с задержками распространения радиосигналов и другими ошибками, величина которых зависит от конфигурации созвездия НИСЗ (рис. 2) и от местоположения наземного объекта относительно орбитальной группировки. При этом можно выделить две характерные ситуации:

- объект находится под пересечением двух орбитальных колец;
- объект равноудален от трех орбитальных колец.

В первом случае наземный объект видит шесть или семь НИСЗ, не менее трех спутников в кольце. Во втором — девять или десять НИСЗ, не менее трех спутников в каждом кольце. Значения геометрических факторов уменьшаются с увеличением числа НИСЗ и зависят от их расположения на орбитах. Минимальное значение этих факторов достигается при максимальном объеме тетраэдра, образованного единичными векторами, направленными от потребителя к спутникам, по которым определяется НП. На этом основан алгоритм выбора наилучшей для измерений конфигурации спутников из числа видимых потребителем. Объем тетраэдра максимален, когда один из НИСЗ находится в зените, а три других располагаются как можно ближе к горизонту, образуя равносторонний треугольник. С этой точки зрения первую из описанных выше ситуаций можно считать лучшей, вторую — худшей.

Различают следующие виды геометрических факторов:

- горизонтальный фактор снижения точности показывает степень влияния точности определения горизонтали на погрешность вычисления координат;
- вертикальный фактор снижения точности показывает степень влияния погрешности в вертикальной плоскости на точность определения координат;
- фактор снижения точности определения положения — это безразмерный показатель, который описывает, как влияет на точность определения координат погрешность псевдодальности;
- относительный фактор снижения точности, который, по сути, равен фактору снижения точности, нормализованному на период, составляющий 60 с;
- временной фактор снижения точности описывает степень влияния погрешности показаний часов на точность определения координат.

Факторы, связанные с распространением радиоволн в атмосфере, приводят к появлению тропосферных, ионосферных погреш-

ностей и погрешности из-за многолучевости сигнала.

Тропосферные погрешности возникают при прохождении радиоволн через нижние слои атмосферы. Их появление обусловлено зависимостью коэффициента преломления от высоты, что приводит к изменению фазовой скорости распространения радиоволн и, следовательно, к искривлению траектории (тропосферная рефракция). Влияние тропосферы вызывает также погрешности измерения допплеровского сдвига частоты, что обуславливает погрешности измерения скорости. В АП тропосферные погрешности компенсируются расчетными поправками. Если рассчитывать тропосферные поправки с использованием даже простой экспоненциальной модели тропосферы, то значения погрешностей этого вида не превышают 30 м.

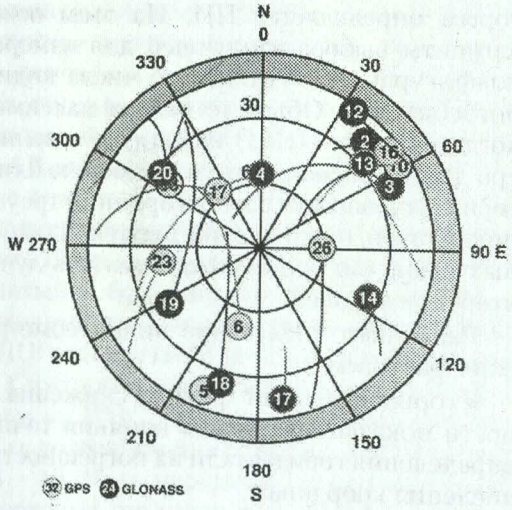

Рис. 2. Геометрия созвездия СНС «GPS+ГЛОНАСС»

Ионосферные погрешности обусловлены задержками распространения радиосигналов при их прохождении через верхние слои атмосферы. Групповая скорость радиосигнала в ионосфере зависит от концентрации электронов на соответствующей высоте, частоты радиосигнала и высоты орбиты спутника. Ионосфера Земли начинается с высоты 100 км, на высотах от 300 до 400 км электронная концентрация в ионосфере максимальна. В дальнейшем концентрация электронов уменьшается приблизительно экспоненциально, в результате чего на высоте 900 км электронная концентрация составляет приблизительно 10% от максимальной. Поскольку концентрация электронов в ионосфере зависит от большого числа факторов — солнечной активности, погодных условий, времени года и суток, то и погрешность меняется в широком диапазоне значений. Так, в средних широтах в худший сезон (зимний день) в годы максимальной солнечной активности погрешность может достигать 45 м. Ночью и летом ионосферные погрешности будут в несколько раз меньше. В годы минимальной солнечной активности ионосферные погрешности даже в зимний день в 5...6 раз меньше приведенного выше максимального значения.

Общей особенностью влияния ионосферы и тропосферы на точность измерения является существенная зависимость погрешности от зенитного угла НИСЗ. С его увеличением точность ухудшается, что приводит к ограничению рабочих углов значениями 85°.

Для компенсации ионосферной погрешности вводятся поправки, рассчитанные с использованием модели ионосферы по априорным данным. Эти поправки позволяют уменьшить ионосферную погрешность в 2...4 раза. Более радикальным средством компенсации ошибок, вызванных ионосферной рефракцией, является использование двухкомпонентных навигационных сигналов, принимаемых на двух разных частотах. Двухчастотный метод основан на зависимости задержки от частоты и коэффициента преломления ионосферы. Имея результаты двух измерений одной и той же дальности на двух частотах, можно решить получающуюся систему из двух уравнений с двумя неизвестными и найти истинное значение дальности. Коррекция при двухчастотном методе выполняется в процессоре АП. Аналогичная коррекция может быть проведена и для допплеровских измерений. Однако следует отметить, что применение этого метода коррекции дает ощутимый эффект только при использовании высококачественной АП, так как при двухдиапазонном измерении псевдодальности значительно возрастают шумовые погрешности и погрешности из-за многолучевости. Как показывают исследования, на динамичных объектах с недетерминированной моделью движения для определения координат нецелесообразно применять двухдиапазонные узкополосные навигационные радиосигналы, поскольку в этом случае шумовые погрешности псевдодальности до пригоризонтного НИСЗ превышают ионосферные погрешности измерений в однодиапазонной АП в худший сезон (зимний день), а погрешности, обусловленные многолучевостью, соизмеримы с аналогичными ионосферными погрешностями.

Погрешности из-за многолучевого распространения сигнала зависят от взаимного рас-

положения потребителя, спутника и отражающих поверхностей. Возникновение этих погрешностей связано с тем обстоятельством, что навигационный радиосигнал от пригоризонтного НИСЗ может приходить к наземному подвижному объекту не только прямым путем, но и за счет зеркального отражения от земной поверхности. Отраженный радиосигнал приходит к объекту с направления ниже местного горизонта, в результате чего круговая поляризация радиосигнала изменяется на противоположное направление. С учетом пространственной избирательности приемной антенны мощность отраженного радиосигнала на входе приемника будет много меньше мощности прямого радиосигнала. Возникающие при этом погрешности не поддаются прогнозированию и могут существенно влиять на точность измерений. Так, погрешность измерения псевдодальности до пригоризонтного НИСЗ, обусловленная многолучевостью при использовании узкополосного навигационного радиосигнала, будет максимальна в случае, если задержка отраженного радиосигнала будет равна полупериоду псевдослучайной последовательности. В рассмотренной худшей ситуации для узкополосных навигационных радиосигналов погрешность псевдодальности до пригоризонтного НИСЗ будет равна 3,0 м. В то же время при двухдиапазонных измерениях (1600, 1250 МГц) аналогичная погрешность составит 9 м.

На качестве навигационного сигнала сказывается точность информации об эфемеридах НИСЗ и релятивистских эффектах, вызывающих изменение параметров эталона времени и частоты спутника относительно АСЧ наземных служб СНС. Ошибки прогноза эфемерид обусловлены расхождением между фактическим положением спутника и его расчетным положением, которое устанавливается по данным навигационного сигнала, передаваемого с борта НИСЗ. Подобные расхождения определяются неточностью геопотенциальной модели Земли, которая не обеспечивает исчерпывающей информации о влиянии на движение НИСЗ гравитационного поля, солнечного давления, движения полюсов Земли и ряда других факторов. Для оценки параметров немоделируемых возмущений, действующих на космические аппараты, используются результаты траекторных измерений дальности и радиальной скорости НИСЗ, поступающие от сети наземных командно-измерительных станций. Сформированная таким образом прогнозируемая эфемеридная информация «закладывается» на борт НИСЗ через сеть КИС ежесуточно. Значения эфемеридной погрешности на худших участках орбиты составляют по высоте 5 м, а вдоль орбиты 20 м. На лучших участках орбиты погрешности ЭИ приблизительно в два раза меньше. Погрешности ухода шкал времени спутников обусловлены сдвигом частот бортовых эталонов из-за релятивистского и гравитационного эффектов. Подобные ошибки устраняются с помощью наземных станций слежения. Однако в процессе их устранения возникают погрешности прогноза БШВ, связанные с погрешностями сеансных измерений и погрешностью используемой модели расхождения БШВ относительно ШВ системы. Погрешности двухдиапазонных (1600, 1250 МГц) беззапросных измерений псевдодальности составляют 1,3...1,5 м, а погрешности запросных измерений дальности — 1,0 м. При использовании в НИСЗ второй модификации более стабильных цезиевых АСЧ эти погрешности будут снижены до уровня 0,7 м. Погрешность линейной модели бортовой ШВ на интервале времени в 12 ч составляет в среднем 14 нс, что соответствует погрешности измерения дальности около 3 м.

Уровень совершенства АП определяется, главным образом, величиной шума приемника, а также разрядностью, быстродействием и другими характеристиками вычислительных средств. Бюджет температуры шумов на входе приемника АП в диапазонах частот 1600 и 1250 МГц приблизительно одинаков и складывается из следующих составляющих: космические шумы и шумы атмосферы (20 К); шумы от Земли (30 К); активные потери в АФУ (30 К); собственные шумы приемника (100 К). В сумме это составляет 180 К, что эквивалентно погрешности измерения дальности для околозенитного НИСЗ 6–8 м и пригоризонтного НИСЗ — 12–22 м. Погрешности вычислительных средств обусловлены цифровым методом измерения и связаны с конечным временем дискретизации, ограниченной разрядностью процессора, недостаточной точностью алгоритмов. Вызываемые этими причинами погрешности не превышают 1 м при определении дальности и 0,1 м — при определении скорости.

Суммируя результаты проведенного анализа с учетом возможности оптимизации используемого созвездия с помощью многоканальной навигационной аппаратуры пользователя, получаем, что СНС ГЛОНАСС обеспечивает с помощью узкополосных однодиапазонных радиосигналов (С/А код) следу-

ющий уровень погрешностей навигационных определений: 60 м для горизонтальных координат и 100 м для вертикальной координаты, 0,9 м/с для скорости движения и 1 мс для определения времени. Аналогичные показатели СНС Navstar принимают следующие значения: 100 м для горизонтальных координат и 150 м для вертикальной координаты, 10 м/с для скорости движения и 340 нс для определения времени. По неофициальным данным широкополосный двухдиапазонный канал этой системы (Р-код) гарантирует следующие максимальные погрешности измерений: 16 м — при определении местоположения, 0,1 м/с — для скорости движения и 90 нс — для времени.

2. ПРИНЦИПЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ

Проведенный анализ факторов, влияющих на точность навигационных измерений, позволяет сделать вывод о том, что максимальная величина тропосферных и ионосферных погрешностей наблюдается у спутников, которые находятся в зените, а максимальная погрешность из-за многолучевости — у пригоризонтных спутников. Следовательно, созвездие с минимальной погрешностью от геометрических факторов характеризуется максимальным уровнем погрешности от распространения радиоволн в атмосфере. По мере удаления спутников от горизонта и зенита первый вид погрешностей будет расти, а второй — убывать. Очевидно, что существует такая конфигурация созвездия, при которой суммарная погрешность окажется минимальной.

Однако поиск такого оптимального созвездия требует чрезвычайно больших временных затрат, поскольку существует несколько десятков тысяч возможных комбинаций. В то же время максимальная продолжительность первого сеанса навигации в многоканальной навигационной АП определяется длительностью выполнения следующих операций: поиск и вхождение в синхронизм слежения за псевдослучайной последовательностью — 5 с, поиск и вхождение в синхронизм слежения за несущим колебанием — 2 с, выделение меандра — 1 с, ожидание метки времени — 2 с, выделение цифровой информации — 30 с, итого 40 с. Если в сеансе навигации проводится обновление альманаха (2,5 мин), то продолжительность сеанса составит 2 мин 40 с.

Отмеченное обстоятельство заставляет отказываться от поиска оптимального созвездия и использовать все спутники, находящиеся в зоне радиовидимости потребителя. При этом искомые навигационные параметры определяются в результате решения переопределенной системы уравнений следующего вида:

$$f_i\left(X_c, Y_c, Z_c, T\right) = D_i - \sqrt{\left(X_c - X_i\right)^2 + \left(Y_c - Y_i\right)^2 + \left(Z_c - Z_i\right)^2} - cT - \delta D_i = 0, \quad (4)$$

где $i = \overline{1, N}$, N — количество задействованных НИСЗ.

Решение системы (4) получим с использованием модифицированного метода Ньютона–Рафсона. Пусть $x^{(k)} = \left[X_c^{(k)}, Y_c^{(k)}, Z_c^{(k)}, T^{(k)}\right]^T$ — вектор неизвестных величин, полученный на k-й итерации вычислительного процесса. Раскладываем функции $f_i\left(X_c, Y_c, Z_c, T\right)$ в ряд Тейлора относительно точки $x^{(k)}$:

$$\begin{aligned} f_i\left(X_c, Y_c, Z_c, T\right) = f_i\left(X_c^{(k)}, Y_c^{(k)}, Z_c^{(k)}, T^{(k)}\right) &+ \left.\frac{\partial f_i}{\partial X_c}\right|_{x=x^{(k)}}\left(X_c - X_c^{(k)}\right) + \\ &+ \left.\frac{\partial f_i}{\partial Y_c}\right|_{x=x^{(k)}}\left(Y_c - Y_c^{(k)}\right) + \\ &+ \left.\frac{\partial f_i}{\partial Z_c}\right|_{x=x^{(k)}}\left(Z_c - Z_c^{(k)}\right) + \\ &+ \left.\frac{\partial f_i}{\partial T}\right|_{x=x^{(k)}}\left(T - T^{(k)}\right) + \cdots \end{aligned}$$

Вычислим очередную итерацию $x^{(k+1)}$ исходя из условия, что она является решением системы (4). При этом предполагаем, что разности вида $x^{(k+1)} - x^{(k)}$ малы и в разложении $f_i\left(X_c, Y_c, Z_c, T\right)$ можно пренебречь слагаемыми, содержащими эти разности высших порядков. В результате получаем систему уравнений вида

$$\begin{aligned} f_i\left(X_c^{(k+1)}, Y_c^{(k+1)}, Z_c^{(k+1)}, T^{(k+1)}\right) &+ \\ + \left.\frac{\partial f_i}{\partial X_c}\right|_{x=x^{(k)}}\left(X_c^{(k+1)} - X_c^{(k)}\right) &+ \\ + \left.\frac{\partial f_i}{\partial Y_c}\right|_{x=x^{(k)}}\left(Y_c^{(k+1)} - Y_c^{(k)}\right) &+ \\ + \left.\frac{\partial f_i}{\partial Z_c}\right|_{x=x^{(k)}}\left(Z_c^{(k+1)} - Z_c^{(k)}\right) &+ \\ + \left.\frac{\partial f_i}{\partial T}\right|_{x=x^{(k)}}\left(T^{(k+1)} - T^{(k)}\right) &= 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Запишем систему уравнений (5) в матричной форме:

$$J\left(f^{(k)}\right)\left(x^{(k+1)}-x^{(k)}\right)=-f\left(x^{(k)}\right). \quad (6)$$

Здесь $f\left(x^{(k)}\right) = [f_i(X_c, Y_c, Z_c, T)]_{N\times 1}$, $J\left(f^{(k)}\right)$ — матрица Якоби от $f(x)$ размерности $N\times 4$, вычисленная в точке $x^{(k)}$.

Найдем псевдорешение системы (6), минимизирующее длину вектора невязки $\left| J\left(f^{(k)}\right)\left(x^{(k+1)}-x^{(k)}\right)+f\left(x^{(k)}\right)\right|$. Для этого левую и правую части системы (6) умножим на транспонированную матрицу $J\left(f^{(k)}\right)$:

$$J^T\left(f^{(k)}\right)J\left(f^{(k)}\right)\left(x^{(k+1)}-x^{(k)}\right)= \\ =-J^T\left(f^{(k)}\right)f\left(x^{(k)}\right). \quad (7)$$

Аналитическое решение системы (7) имеет следующий вид:

$$x^{(k+1)}=x^{(k)}-\left[J^T\left(f^{(k)}\right)J\left(f^{(k)}\right)\right]^{-1}\times \\ \times J^T\left(f^{(k)}\right)f\left(x^{(k)}\right). \quad (8)$$

Однако, учитывая, что решение этой системы выполняется многократно на борту в реальном времени, целесообразно использовать более эффективную вычислительную схему. Поскольку матрица $J^T\left(f^{(k)}\right)J\left(f^{(k)}\right)$ является симметричной, то наиболее предпочтительным является вариант метода LU-факторизации, получивший название метода квадратного корня (метода Холецкого) [2].

В этой схеме матрица $A=J^T\left(f^{(k)}\right)J\left(f^{(k)}\right)$ раскладывается следующим образом: $A=LL^T$, где L — нижняя треугольная матрица размера 4×4, элементы которой находятся по рекуррентным формулам

$$l_{ii}=\sqrt{a_{ii}-\sum_{p=1}^{i-1}l_{ip}^2}; \\ l_{ji}=\left(a_{ji}-\sum_{p=1}^{i-1}l_{ip}l_{jp}\right)\Big/ l_{ii}; \quad (9) \\ i,j=\overline{1,4};\quad j>i.$$

При вводе вектора вспомогательных переменных w система (6) трансформируется в совокупность уравнений вида

$$Lw=-J^T\left(f^{(k)}\right)f\left(x^{(k)}\right); \\ L^T\left(x^{(k+1)}-x^{(k)}\right)=w. \quad (10)$$

Так как обе системы имеют в левой части треугольные матрицы, то их решения легко находятся методом обратной подстановки.

Следует, однако, иметь в виду, что погрешность такого решения представляет собой композицию погрешностей псевдодальностей, полученных от всех задействованных спутников. Ее величина меньше, чем у наихудшего созвездия, но больше, чем у оптимального созвездия. В результате возникает противоречие при выборе состава используемых НИСЗ, суть которого состоит в том, что оптимальное созвездие обеспечивает максимальную точность измерения навигационных параметров, но требует длительного времени на поиск, а использование созвездия, включающего все радиовидимые спутники, обеспечивает минимальные временные затраты на поиск, но характеризуется более высокой погрешностью измерений.

Чтобы устранить отмеченное противоречие, предлагается принцип «восходящей деградации» созвездия [3]. При его разработке мы исходили из того соображения, что требования к точности позиционирования меняются в зависимости от фазы полета. При взлете и на начальной стадии полета местоположение самолета, как правило, хорошо известно. Что касается завершающих фаз полета, то они требуют максимальной точности определения местоположения летательного аппарата. С учетом данного замечания суть предлагаемого принципа сводится к следующему. В начале сеанса навигации используется все то количество видимых спутников, которое определяется возможностями многоканальной АП. В течение полета происходит выявление и исключение «худших» по обеспечиваемым характеристикам спутников. Эта процедура производится в соответствии со следующим алгоритмом. Последовательно формируются конфигурации из любых четырех спутников первоначально выбранного созвездия, и фиксируется та конфигурация, для которой величина погрешности навигационных измерений оказывается большей, чем погрешность исходной переопределенной системы. Далее каждый из четырех спутников отмеченной конфигурации заменяется на очередной НИСЗ, находящийся в зоне радиовидимости. Если подобная замена не приводит к увеличению погрешности, то спутник исключается из дальнейшего рассмотрения. В противном

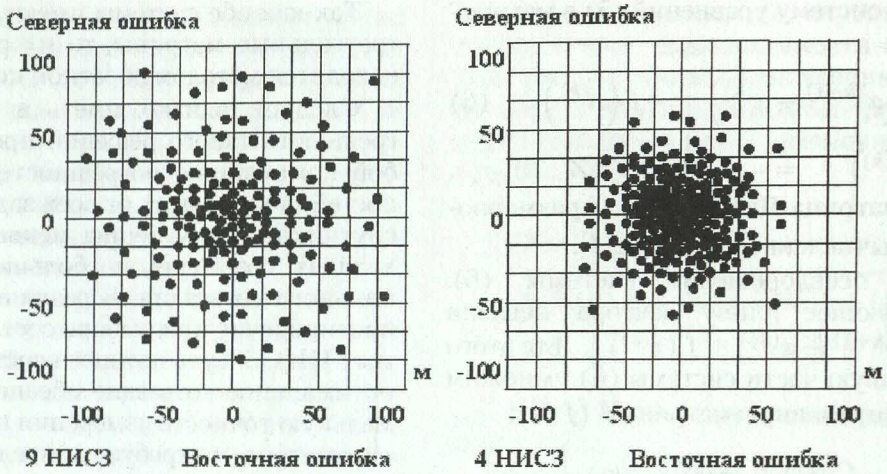

Рис. 3. Разброс горизонтальных координат самолета для двух конфигураций НИСЗ

случае формируется новая «худшая» конфигурация из четырех спутников. Эта процедура продолжается до тех пор, пока не будут перебраны все НИСЗ исходного созвездия. После этого данные, поступающие от найденной четверки «худших» спутников, исключаются из последующих расчетов. В результате обобщенная погрешность усеченного созвездия окажется меньше, поскольку из его состава исключаются спутники, которые вносили максимальную «лепту» в ошибку позиционирования. На следующем шаге алгоритма повторяется поиск «худшей» четверки спутников, но уже применительно к новому достигнутому уровню точности навигационных расчетов. Поиск продолжается либо до тех пор, пока за счет уменьшения числа используемых спутников («деградации» созвездия) не будет найдена оптимальная конфигурация, обеспечивающая наивысший уровень точности, либо до окончания полета. Данный алгоритм допускает несколько модификаций, которые отличаются количеством одновременно исключаемых спутников (от 4 до 1). На рис. 3 показаны экспериментальные данные, характеризующие разброс горизонтальных координат самолета, полученных по исходной конфигурации из 9 НИСЗ, и оптимальной конфигурации из 4 НИСЗ, полученной с помощью изложенного алгоритма.

Безусловно, предложенный принцип не гарантирует обязательной сходимости алгоритма к оптимальному созвездию, поскольку в процессе полета происходит непрерывное изменение взаимного положения потребителя и спутников, что приводит к изменению геометрического фактора и к необходимости перехода на другую оптимальную группу НИСЗ с лучшим геометрическим расположением. Тем не менее использование описанного алгоритма обеспечивает, при прочих равных условиях, постоянное повышение точности навигационных измерений, особенно в условиях длительного полета над безориентирной местностью.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенный анализ принципов навигации СНС и факторов, влияющих на точность навигационных измерений, позволяет сделать вывод о том, что величина ошибок измерения существенно зависит от конфигурации созвездия НИСЗ и от местоположения наземного объекта относительно орбитальной группировки. Наряду с этим важное значение имеет то обстоятельство, что требования к точности позиционирования значительно меняются в зависимости от фазы полета: от ±1853 м на крейсерском режиме полета до ±5–6 м – при точном заходе на посадку. Отмеченные обстоятельства послужили основой для предлагаемого принципа «восходящей деградации» созвездия НИСЗ. При использовании этого принципа в течение полета происходит выявление и исключение «худших» по обеспечиваемым характеристикам спутников, в результате чего точность навигационных измерений постоянно увеличивается. Как показал тестовый пример, разброс горизонтальных координат самолета, полученный по оптимальной конфигурации из 4 НИСЗ, найденной с помощью изложенного принципа «восходящей деградации» созвездия, в 3–3,5 раз меньше, чем в случае исходной конфигурации из 9 НИСЗ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Соловьев Ю. А.** Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000. 268 с.
2. **Воеводин В. В., Кузнецов Ю. А.** Матрицы и вычисления. М.: Наука, 1984. 320 с.
3. **Ефанов В. Н., Нуруллина И. Ф.** Оценка риска нарушения целостности навигационных измерений СНС // Мир авионики: Журн. корпорации «Аэрокосмическое оборудование». 2003. № 2. С. 28–33.

ОБ АВТОРАХ

Ефанов Владимир Николаевич, проф., зав. каф. авиационного приборостроения. Дипл. инж. по пром. электронике (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по управлению в техн. системах (УГАТУ, 1995). Исследования в области интеллектуализированных комплексов бортового оборудования.

Нуруллина Ирина Флоровна, аспирантка той же кафедры. Дипл. магистр техники и технологий (УГАТУ, 2001). Работает над диссертацией в области интеллектуальных средств обеспечения целостности информации спутниковых навигационных систем.

Сигнальная информация

Ф. Р. Исмагилов

Общие вопросы проектирования технических объектов в электротехнике

Учебное пособие

Москва: МАИ, 2003

125 с. ISBN 5-7035-2351-6

В пособии даются основные сведения о проектировании электротехнических изделий, что является важным элементом подготовки студентов к освоению дисциплины «Инженерное проектирование».

Пособие рекомендуется для студентов, обучающихся по направлению 551300 «Электротехника, электромеханика и электротехнологии», специальностям 180100 «Электромеханика», 100200 «Электроэнергетические системы и сети».