

В. М. ПАРАМЕШВАРА, Р. ГАРУДАЧАР

ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ IRNSS ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ

Индийская региональная навигационная спутниковая система IRNSS состоит из семи спутников, разработанных Индийской организацией космических исследований (ISRO), и предоставляет два вида услуг: стандартное позиционирование для гражданского применения и позиционирование для пользователей с особыми правами (включая военных) с гарантированной повышенной точностью. Система предназначена как для работы на территории Индии, так и за ее пределами. Область покрытия системы IRNSS включает всю территорию Пакистан и Афганистана, большую часть Китая и Ближнего Востока и Индийский океан.

IRNSS является двухчастотной системой и использует сигналы в диапазонах S1 и L5. В настоящее время индийские пользователи имеют доступ и к гражданским сигналам GPS, обеспечивающим погрешность позиционирования на уровне 5 м. Предполагается, что система IRNSS обеспечит погрешность позиционирования не более 10 м на территории Индии и не более 20 м в Индийском океане и на территории, отстоящей от границ Индии до 1500 км. Управление и контроль работы упомянутых семи спутников осуществляют 15 наземных станций, расположенных по всей стране. Сопоставление характеристик IRNSS и GPS показывает, что имеющееся в составе IRNSS число спутников достаточно для региональной навигационной системы и обеспечивает лучшие по сравнению с GPS результаты.

В данной работе мы исследовали следующие основные параметры системы: орбитальные характеристики, погрешность позиционирования, включая круговое вероятное отклонение (CER), вариации в определении вертикальной координаты, фактор геометрического снижения точности (GDOP) в зависимости от количества спутников, а также влияние отношения сигнал/шум (C/N_0) и сцинтилляционного эффекта на характеристики GPS и IRNSS. Наш анализ показал, что IRNSS целесообразно использовать как автономную систему.

Ключевые слова: погрешность позиционирования, круговое вероятное отклонение, среднеквадратическая погрешность определения дальности, фактор геометрического снижения точности, отношение сигнал/шум, ионосферная задержка.

Парамешвара Васудха Майсур. Аспирант факультета электроники и техники связи, Джайнистский университет (Бангалор, Индия).

Гарудачар Раджу. Профессор кафедры приборостроения факультета электроники и техники связи, Джайнистский университет.

Научный редактор перевода к.т.н. Б. С. Ривкин

Гироскопия и навигация. Том 24, № 4 (95), 2016

Введение

Система IRNSS под оперативным названием «Навигация с использованием индийского созвездия» (NAVIC) – автономная региональная навигационная спутниковая система, разработанная Индийской организацией космических исследований. В состав IRNSS входит созвездие из семи спутников NAVIC, размещенных на разных орбитах, и поддерживающий их работу наземный сегмент. Из семи спутников три находятся на геостационарной орбите, остальные четыре – на геосинхронной орбите. Согласно техническим требованиям система должна обеспечивать погрешность позиционирования не более 20 м как на территории всей Индии, так и на расстоянии от нее до 1500 км [1, 2]. Моделирование работы спутникового созвездия IRNSS производится с помощью программы System Tool Kit (STK). Перечень основных параметров орбиты, выбранных для анализа, содержит наклонение орбиты, прямое восхождение восходящего узла (ПВВУ), аргумент перигея (АП), эксцентриситет и истинную аномалию. Все эти параметры приведены в табл. 1. Трасса орбит четырех спутников, расположенных на геосинхронной орбите, в проекции на земную поверхность имеет форму цифры «8». На рис. 1 видно, что три из семи геостационарных спутников расположены по экватору на долготах 32.5°E, 83°E и 131.5°E, а остальные находятся вне пределов рисунка [3–5].

Таблица 1

Орбитальные характеристики системы IRNSS

Спутник	Дата запуска	Эксцентриситет	Наклонение (град)	ПВВУ (град)	АП (град)	Истинная аномалия (град)
IRNSS1A	01.07.13	0,002	29	135	184,557	266,941
IRNSS1B	04.04.14	0,002	29	310	184,557	86,941
IRNSS1C	15.10.14	0,002	0	274	184,557	90,000
IRNSS1D	28.03.15	0,002	29	135	184,557	255,00
IRNSS1E	20.01.16	0,002	29	310	184,557	75,000
IRNSS1F	10.03.16	0,002	0	270	184,557	94,500
IRNSS1G	28.04.16	0,002	0	270	184,557	94,500

Система IRNSS предназначена для обеспечения пользователей в режиме реального времени точными данными о положении, скорости и времени 24 часа в сутки семь дней в неделю (т.е. с 00:00:00 до 23:59:59 при ежедневном использовании) при любых погодных условиях [6]. Область покрытия IRNSS соответствует зоне от 30° до 130°E по долготе и от 30° S до 50° N по широте. Основное назначение системы IRNSS – просто и быстро обеспечить точное определение положения пользователя в любое время и в любом месте на территории Индии.



Рис. 1. Созвездие IRNSS

Созвездие NAVIC

При моделировании работы системы в районе расположения Джайнистского университета использовался приемник IRNSS/GPS/SBAS (рис. 2а), установленный таким образом, чтобы избежать влияния эффекта многолучевости, понижающего точность позиционирования. Целью моделирования было выявление реальной зоны покрытия системы. Приемник содержит 36 аппаратных каналов двухчастотного сервиса позиционирования потребителя по сигналам $L5$ и $S1$, которые при двухчастотной работе IRNSS обеспечивают точность местоопределения выше 5 м. В месте проведения испытаний в принципе возможно постоянно принимать сигналы всех семи спутников системы. На рис. 2б показан скриншот, демонстрирующий зону покрытия системы за период 24 часа, определенную с помощью ПО STK.



Рис. 2а. Приемник IRNSS/GPS/SBAS

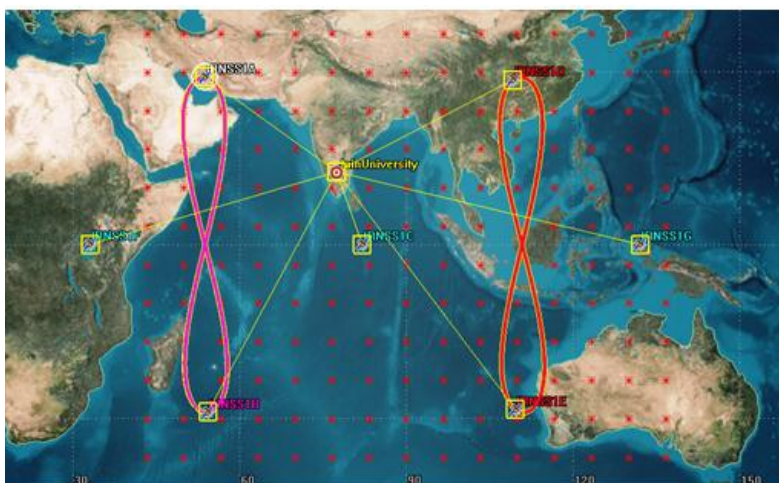


Рис. 2б. Созвездие IRNSS, когда точкой наблюдений является Джайнистский университет

Характер движения спутников по широте и долготе в виде «восьмерок» продемонстрирован на рис. 3: *а* – движение по геостационарной орбите из точки с широтой $\pm 29,72^\circ$; *б* – движение по геосинхронной орбите из точки с широтой $\pm 4,94^\circ$.

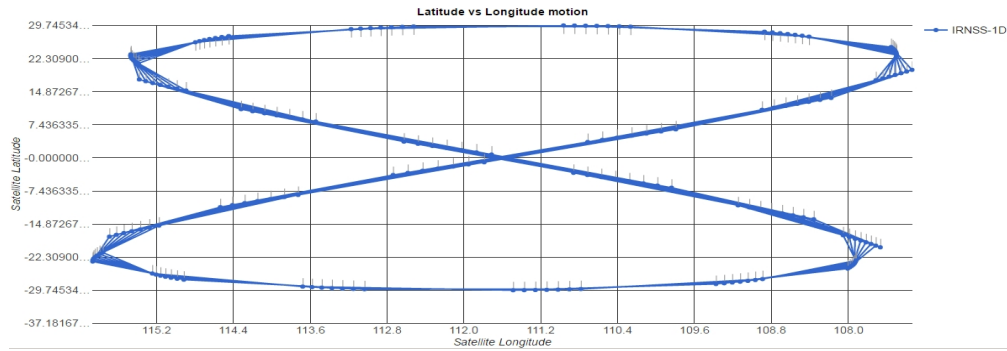


Рис. 3а. Движение спутников IRNSS на геосинхронной орбите по широте и долготе

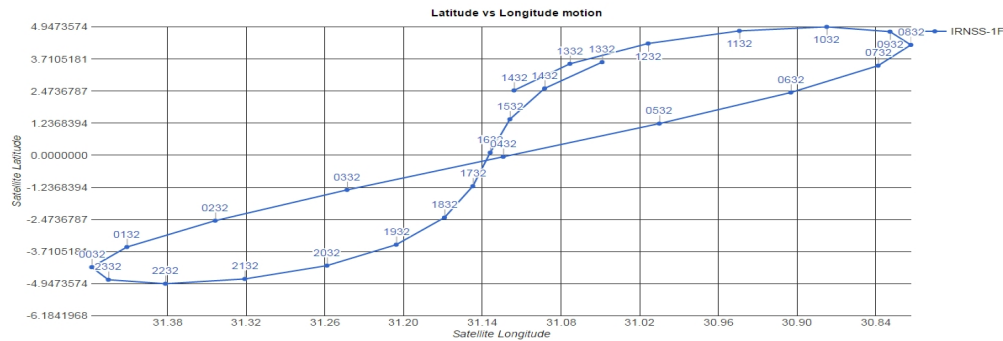


Рис. 3б. Движение спутников IRNSS на геостационарной орбите по широте и долготе

Данные исследований показывают, что при проведении реальных измерений сигналы всего созвездия IRNSS невозможно принимать в течение всего времени (т.е. 24 часа). Это вызвано эффектами, обусловленными колебаниями космических погодных условий, тропосферным ослаблением сигнала, многолучевостью и т.д. Наибольший вклад вносят тропосферные и ионосферные ошибки, суточное изменение общего числа свободных электронов в атмосфере, сцинтилляции, индекс солнечной активности и т.д. Основные факторы, влияющие на сигналы IRNSS, – это ионосферная рефракция, которая приводит к погрешности определения дальности до спутников, и эффект ионосферной сцинтилляции, приводящий к потере сигнала. Точность навигационного решения IRNSS зависит от нескольких факторов, но наибольшее влияние оказывает задержка сигнала, вызванная ионосферными эффектами.

Точность позиционирования

Система IRNSS обеспечивает передачу данных в двухчастотном диапазоне ($L5 - 1176,45$ МГц и $S1 - 2492,028$ МГц) с полосой пропускания 24 МГц, что позволяет достичь необходимой точности местоопределения в зоне с большой полуосью 42164 км, перигеем 35711,8 км и апогеем 35876,2 км, причем дальнейшее увеличение точности происходит за счет снижения погрешности определения дальности до спутника и уменьшения величины $GDOP$.

С целью определения местоположения пользователя каждый спутник излучает сигнал в направлении Земли. В этом сигнале закодировано навигационное сообщение, которое дешифруется приемником IRNSS. Навигационное сообщение содержит эфемериды, по которым в приемнике определяются координаты спутника X, Y, Z , где ось Z направлена на Северный полюс, ось X – на нулевой

меридиан, а ось Y формирует правостороннюю ортогональную систему координат [8]. Расчет положения потребителя (без учета погрешности знания времени) основывается на уравнении (1):

$$\rho_r = \sqrt{(x - X)^2 + (y - Y)^2 + (z - Z)^2}, \quad (1)$$

где (x, y, z) и (X, Y, Z) – координаты потребителя и спутника в геоцентрической системе координат, связанной с Землей; ρ_r – псевдодальность. Положение спутника (X, Y, Z) рассчитывается по данным эфемерид. Возведя в квадрат обе части уравнения (1), получаем:

$$\rho_r^2 = (x - X)^2 + (y - Y)^2 + (z - Z)^2, \quad (2)$$

$$\rho_r^2 - (x^2 + y^2 + z^2) - r^2 = C_{rr} - 2(Xx + Yy + Zz), \quad (3)$$

где $C_{rr} + r^2 = X^2 + Y^2 + Z^2$, r – радиус Земли; C_{rr} – поправка за погрешность часов в приемнике.

На точность позиционирования по данным IRNSS также влияет геометрия расположения спутников, характеризуемая величиной $GDOP$, определяющей, как располагаются спутники друг относительно друга и положения потребителя на Земле. Параметр $GDOP$ задается формулой (4):

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2, \quad (4)$$

где $PDOP$ – мера погрешности знания трехмерного положения потребителя, $PDOP^2 = (\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)$; $TDOP$ – мера погрешности знания времени, $TDOP^2 = (\sigma_t^2)$;

$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – среднеквадратические погрешности знания координат потребителя x, y, z ; σ_t – среднеквадратическое значение погрешности часов приемника.

Круговое вероятное отклонение CEP 50 характеризует положение потребителя только в горизонтальной плоскости. Оно определяется как радиус окружности с истинным значением в центре, которая содержит 50% реальных измерений и описывается формулой (5) [9]. Таким образом, потребитель, чье положение характеризуется CEP = 10 м, будет находиться в 10 м от истинного положения при 50% местоопределений. CEP с доверительным интервалом 95% часто называют R95, при этом R95 рассчитывают по уравнению (6) [10]:

$$CEP = 0.62 \sigma_y + 0.56 \sigma_x \left(\text{при } \frac{\sigma_y}{\sigma_x} > 0.3 \right) \text{ и} \quad (5)$$

$$R95 = R(0.62 \sigma_y + 0.56 \sigma_x) \text{ где } R = 2.08 \text{ при } \left(\frac{\sigma_y}{\sigma_x} = 1 \right). \quad (6)$$

Для расчета погрешности горизонтального положения потребителя используется среднеквадратическая погрешность определения дальности $DRMS$, что требует знания среднеквадратических отклонений от известного положения в направлении соответствующих осей координат. Величина $DRMS$ определяется равенством (7):

$$3DRMS = 3\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}, \quad (7)$$

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}}, \quad \sigma_y = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}{n-1}}, \quad (8)$$

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i, \quad \bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i, \quad (9)$$

где σ_x и σ_y – среднеквадратические отклонения оценок координат (x , y), рассчитываемые по (8), а средняя погрешность положения каждой позиционируемой точки, рассчитываемая по уравнению (9), может быть предсказана по соответствующим дисперсиям по диагонали ковариационной матрицы. Окружность $3DRMS$ обеспечивает вероятность 97,5% правильного местоопределения и имеет радиус, в три раза превышающий радиус окружности $DRMS$ [11, 12].

До того как сигнал от спутников поступит в пользовательский приемник, он проходит ионосферный слой атмосферы, что приводит к некоторой задержке. Задержка сигнала приводит к погрешности в местоположении, вычисленном потребителем. Пользователи двухчастотных сигналов IRNSS корректируют ионосферную погрешность, используя данные о рассеянии в ионосфере [15].

Оценка ионосферных задержек сигналов IRNSS на диапазонах $L5$ и $S1$ (в м) рассчитывается по псевдодальностям, не имеющим таких задержек. Чтобы получить задержку на диапазоне $L5$, вычтем псевдодальность без ионосферной задержки из псевдодальности на частоте $L5$; аналогичная процедура производится для диапазона $S1$. Псевдодальность без ионосферных задержек описывается равенством (10):

$$PR_{iono-free} = \frac{(PR_{S1} - \gamma PR_{L5})}{(1 - \gamma)}, \quad (10)$$

где $\gamma = \left(\frac{f_{L5}}{f_{S1}}\right)^2$; PR_{S1} – псевдодальность на частоте $S1$; PR_{L5} – псевдодальность на частоте $L5$; $f_{L5} = 1176,45$ МГц, $f_{S1} = 2492,028$ МГц.

Ионосферные задержки на диапазонах $L5$ и $S1$ определяются через псевдодальности в соответствии с равенствами (11) и (12):

$$\text{Задержка на диапазоне } L5 = PR_{L5} - PR_{iono-free}, \quad (11)$$

$$\text{Задержка на диапазоне } S1 = PR_{S1} - PR_{iono-free}. \quad (12)$$

Наблюдения и анализ

Данные для настоящего исследования были собраны в Джайнистском университете с помощью пользовательского приемника IRNSS/GPS/SBAS с 30.12.2014 по 28.06.2016 при количестве спутников от 4 до 7. Для проверки результатов эксперимент проводился при статичном измерении высоты над уровнем моря, широты и долготы. Антенна приемника была установлена на крыше здания кафедры приборостроения Джайнистского университета (координаты – $12,74^\circ$ с.ш. и $77,48^\circ$ в.д.), и запись данных производилась ежедневно с 00:00:00 до 23:59:59, начиная с 30.12.2014.

Полученные результаты измерений сравнивались с соответствующими данными GPS. На рис. 4 показаны сигналы IRNSS $L5$ одного из спутников для области покрытия $\pm 24^\circ$, полученные с использованием с помощью ПО STK. В табл. 2 приведены:

- измерения высоты над уровнем моря в м по данным IRNSS и GPS;
- величина $GDOP$ и количество спутников для IRNSS;
- величины $3DRMS$ и CEP50, характеризующие погрешности позиционирования (за период с 11 мая 2015 по 28 июня 2016 г.) при двухчастотном приеме сигналов IRNSS и GPS.

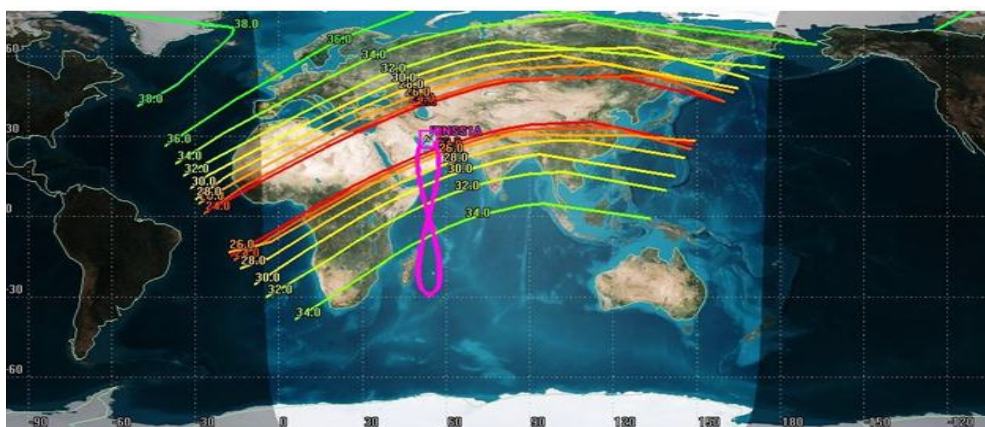


Рис. 4. Область покрытия сигналов IRNSS диапазона L5

Т а б л и ц а 2

Вариации решения задачи позиционирования по сигналам IRNSS и GPS

Неделя	Дата	Высота IRNSS (м)	Высота GPS (м)	GDOP IRNSS	Кол- во спутн. IRNSS	3DRMS IRNSS (м)	3DRMS GPS (м)	CEP IRNSS (м)	CEP GPS (м)
820	11.05.2015	621,0355	629,133	5,511	4	5,51	7,11	1,26	1,91
825	15.06.2015	622,9238	628,831	6,827	4	6,52	6,10	2,08	1,39
829	13.07.2015	621,8288	626,565	9,346	4	7,66	5,63	3,10	1,17
834	17.08.2015	624,8395	629,450	11,12	4	8,28	6,65	1,15	1,32
838	13.09.2015	616,8339	627,714	10,15	4	7,89	3,38	2,49	1,09
843	19.10.2015	622,9381	627,867	5,716	4	8,53	5,01	1,74	1,77
847	18.11.2015	621,9953	626,730	5,685	4	5,90	4,57	1,66	1,94
852	21.12.2015	624,7298	617,646	7,565	4	6,39	3,54	2,33	1,75
856	18.01.2016	621,4757	622,279	10,13	4	3,22	2,83	2,13	0,97
860	16.02.2016	617,2246	629,331	8,249	5	5,70	4,17	1,59	1,37
862	29.02.2016	619,299	626,476	7,077	5	3,98	3,46	1,27	1,39
864	14.03.2016	615,4408	626,529	6,054	5	4,78	3,57	2,41	1,31
865	21.03.2016	618,3311	621,776	5,669	5	6,32	3,46	2,12	1,43
866	28.03.2016	621,7044	622,635	4,036	6	3,32	4,06	1,24	1,56
867	04.04.2016	623,8057	625,902	4,031	6	5,32	3,58	1,95	1,17
868	11.04.2016	620,6234	625,861	4,043	6	3,91	2,67	1,47	0,96
869	18.04.2016	619,8994	620,073	4,033	6	2,58	3,21	1,21	1,16
870	25.04.2016	627,3517	626,914	4,126	6	5,71	4,98	1,48	1,06
873	15.05.2016	619,7673	625,009	4,317	7	3,20	3,53	1,35	1,12
874	24.05.2016	616,9674	621,390	3,807	7	3,14	3,42	1,94	1,83
875	31.05.2016	617,0477	625,391	3,758	7	3,01	3,16	1,44	1,33

876	06.06.2016	623,3626	624,722	3,760	7	3,30	2,92	1,46	1,22
877	13.06.2016	620,8133	625,453	3,732	7	2,71	2,73	0,98	1,29
878	21.06.2016	623,8183	625,888	3,689	7	2,79	2,92	0,92	1,23
879	28.06.2016	621,9117	625,408	3,670	7	2,37	2,45	0,55	1,01

Из табл. 2 видно, что в IRNSS погрешность позиционирования $3DRMS$ по мере введения в состав созвездия новых спутников снижена с 8,53 м до 2,37 м, а СЕР снижено до 0,55 м при работе всех спутников.



Рис. 5. Сравнение $GDOP$ и количества спутников IRNSS с 30.12.2014 по 28.06.2016

Значения $GDOP$ для системы IRNSS с декабря 2014 по июнь 2016 г. представлены на рис. 5. «Хорошие» значения $GDOP$, обеспечивающие минимальные погрешности позиционирования, – это значения между 1 и 3 [13]. При доступности большего количества спутников приемник способен выбирать наилучшую комбинацию спутников с минимальным $GDOP$. Проанализируем точность позиционирования в зависимости от изменения величины $GDOP$ в течение 6 недель при наличии 4, 5, 6 и 7 спутников на орбите, пользуясь табл. 2 и $GDOP$, определенному по уравнению (4). Из кривой на рис. 6 следует, что при доступности большего количества спутников значение $GDOP$ снижается с 10,38 до 3,12. Если уменьшить число спутников, у приемника остается меньше вариантов для выбора и значения $GDOP$ растут.

Геометрическое снижение точности

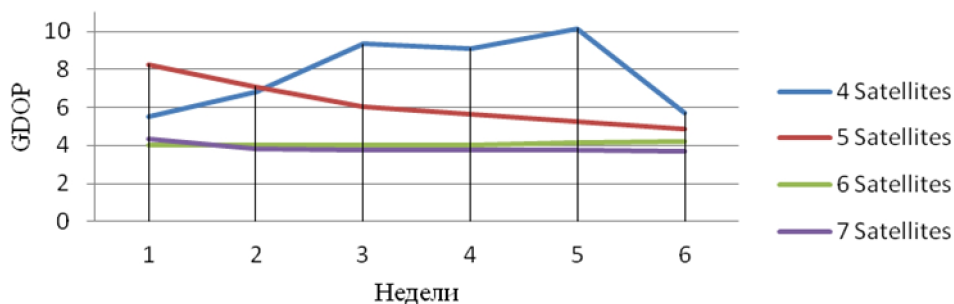


Рис. 6. Сравнение параметра $GDOP$ и количества спутников по неделям

Результаты и обсуждение

Ниже приведена характеристика 3DRMS погрешности позиционирования при двухчастотном приеме сигналов IRNSS за период с 16.02.2015 по 28.06.2016 в течение 24 часов при различном числе спутников в созвездии.

JainUniversity :IRNSS DF 3DRMS Position Error:6.52(m),Duration : 15/6/2015,0:0:0-15/6/2015,23:59:59UTC

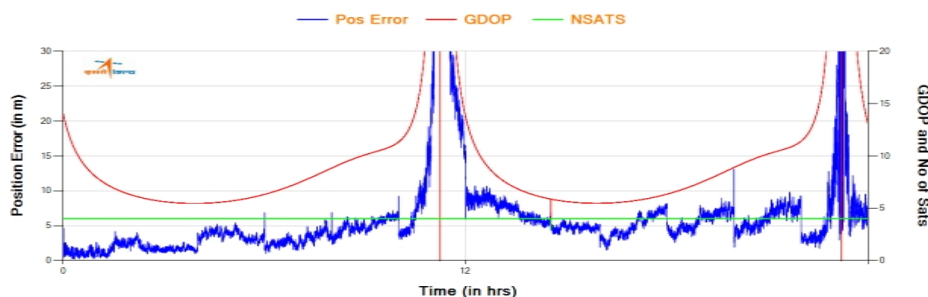


Рис. 7а. Погрешность 3DRMS при двухчастотном приеме сигналов IRNSS и наличии 4 спутников 15.06.2015

JainUniversity :IRNSS DF 3DRMS Position Error:8.19(m),Duration : 16/2/2016,0:0:0 to 16/2/2016,23:59:59UTC



Рис. 7б. Погрешность 3DRMS при двухчастотном приеме сигналов IRNSS и наличии 5 спутников 16.02.2016

JainUniversity :IRNSS DF 3DRMS Position Error:3.91(m),Duration : 11/4/2016,0:0:0-11/4/2016,23:59:59UTC

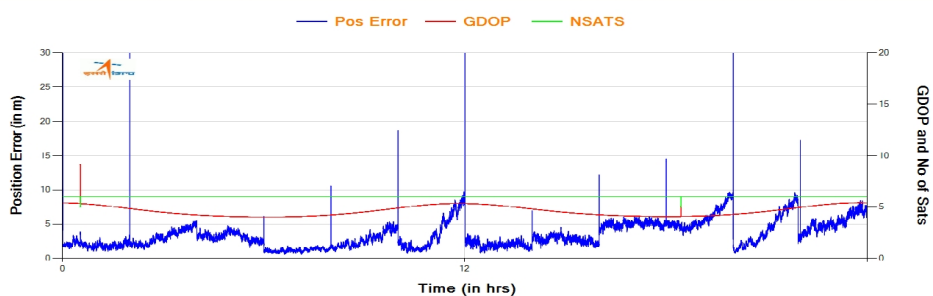


Рис. 7в. Погрешность 3DRMS при двухчастотном приеме сигналов IRNSS и наличии 6 спутников 11.04.2016

Jain University :IRNSS DF 3DRMS Position Error:2.37(m),Duration : 28/6/2016,0:0:0-28/6/2016,23:59:59UTC

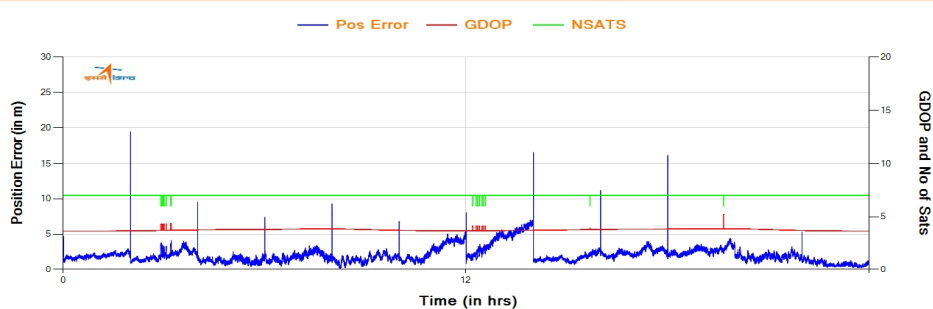


Рис. 7г. Погрешность 3DRMS при двухчастотном приеме сигналов IRNSS и наличии 7 спутников 28.06.2016

На рис. 7а–г синим цветом обозначены оценки погрешности 3DRMS (м), красным – $GDOP$ и зеленым – количество спутников системы IRNSS за 24 часа. На рис. 7а показан суточный период наблюдения при наличии 4 спутников на орбите: точность позиционирования дважды кратковременно ухудшается, около 12 и 24 часов, вследствие изменения геометрии расположения спутников и, соответственно, резкого возрастания величины $GDOP$. На рис. 7б–г погрешность позиционирования постепенно уменьшается по мере увеличения количества спутников на орбите.

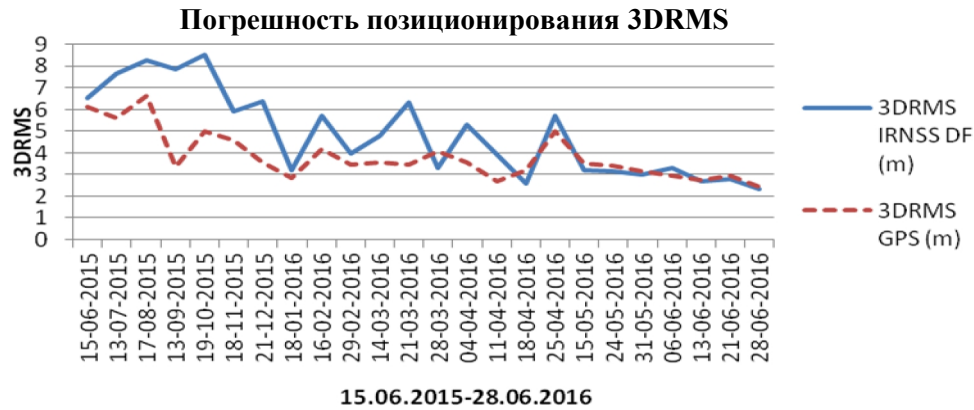


Рис. 8. Сравнение погрешности 3DRMS IRNSS и GPS с 15.06.2015 по 28.06.2016

На рис. 8 показан график изменения погрешностей систем IRNSS и GPS с 15.06.2015 по 28.06.2016. Видно, что 3DRMS позиционирования по IRNSS снизилась с 8,53 по 2,37 м.

На рис. 9 показаны ионосферные задержки сигналов IRNSS в диапазоне $L5$ (а) и S (б) при наличии всех 7 спутников с 31.07.2016 по 07.08.2016. Наибольшие ионосферные задержки имели место после захода солнца, а наименьшие – в полночь. Максимальная задержка на диапазоне $L5$, рассчитанная по (11), составляет ежедневно около 18–20 м, а на диапазоне S , в соответствии с (12), – 3–4 м.

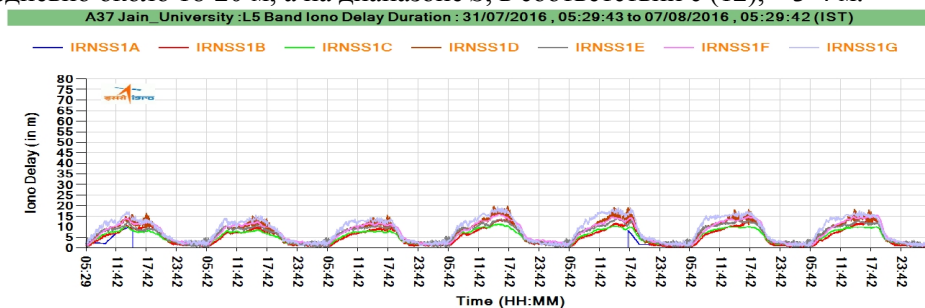


Рис. 9а. Ионосферная задержки сигналов $L5$ при наличии 7 спутников с 31.07.2016 по 07.08.2016

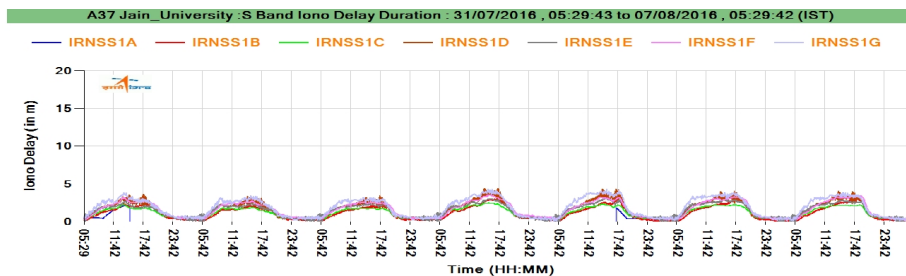


Рис. 9б. Ионосферная задержка сигналов S при наличии 7 спутников с 31.07.2016 по 07.08.2016

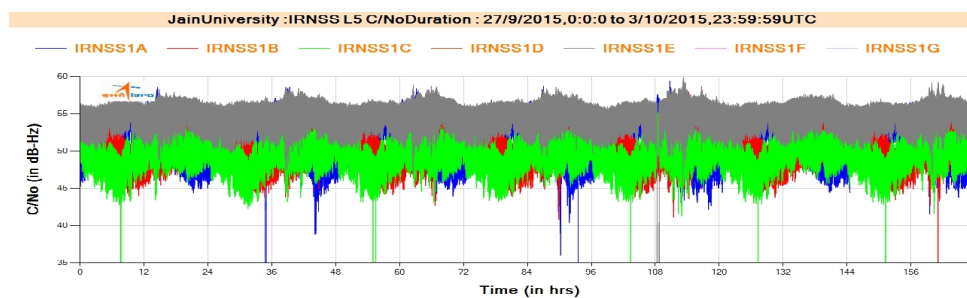


Рис. 10а. Отношение сигнал/шум (C/N_0) сигналов IRNSS L5 при наличии 4 спутников с 27.09.2015 по 03.10.2015

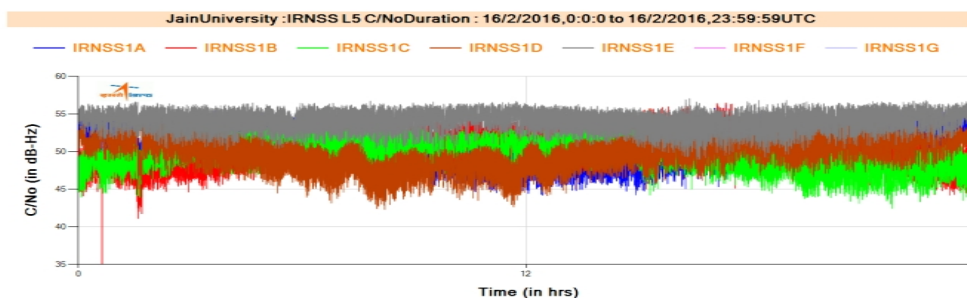


Рис. 10б. Отношение C/N_0 сигналов IRNSS L5 при наличии 5 спутников 16.02.2016

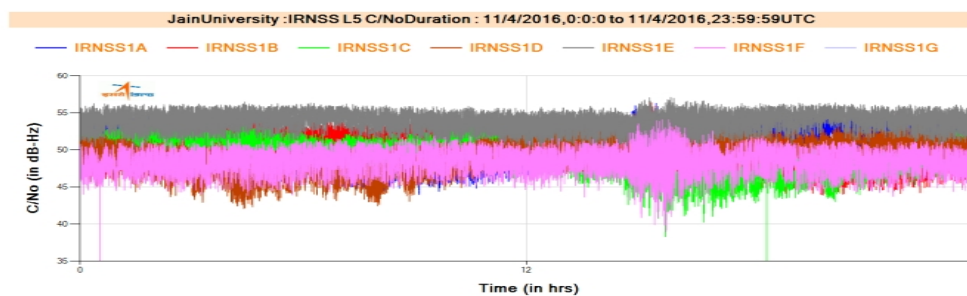


Рис. 10в. Отношение C/N_0 сигналов IRNSS L5 при наличии 6 спутников 11.04.2016

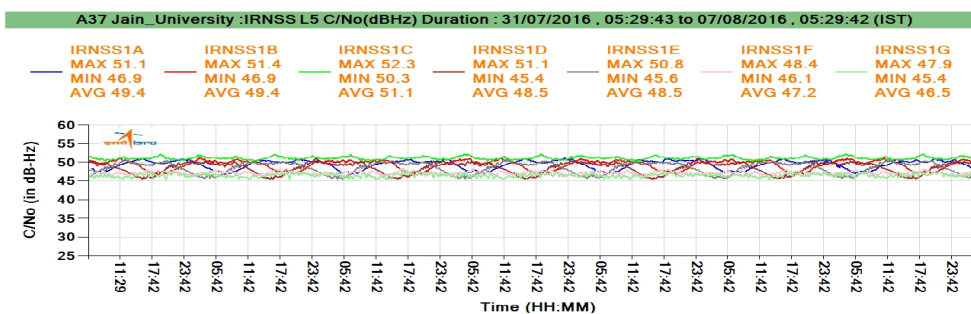


Рис. 10г. Отношение C/N_0 сигналов IRNSS L5 при наличии 7 спутников с 31.07.2016 по 07.08.2016

На рис. 10а–г показано влияние на сигнальную обстановку суточного изменения сцинтилляций. По оси Y отложено отношение сигнал/шум (C/N_0) в дБ-Гц с сигналами IRNSS в диапазоне L5 после запуска 4–7 спутников. Как видно, резкое снижение или изменение отношения сигнал/шум сигналов IRNSS (до 40 дБ) связано с эффектом сцинтилляций и другими источниками шума, например шумом осциллятора приемника и помехами. Сцинтилляция наступает неизменно после заката. Значения отношения C/N_0 сигналов L5 и S1, наблюдаемых в течение недели при работе 7 спутников с 31.07.2016 по 07.08.2016, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Отношение C/N_0 сигналов IRNSS L5 и S1 с 31.07.2016 по 07.08.2016

Спутник	C/N_0 сигналов L5 (дБ-Гц)			C/N_0 сигналов S1 (дБ-Гц)		
	Max	Min	Среднее	Max	Min	Среднее
IRNSS1A	51,13	46,86	49,41	47,08	43,38	45,79
IRNSS1B	51,40	46,86	49,38	47,34	43,29	45,87
IRNSS1C	52,30	50,28	51,14	47,34	46,34	46,80
IRNSS1D	51,08	45,44	48,49	45,05	41,69	43,60
IRNSS1E	50,82	45,60	48,51	45,01	41,28	43,20
IRNSS1F	48,41	46,15	47,19	45,79	43,48	44,57
IRNSS1G	47,90	45,36	46,52	42,39	40,20	41,29

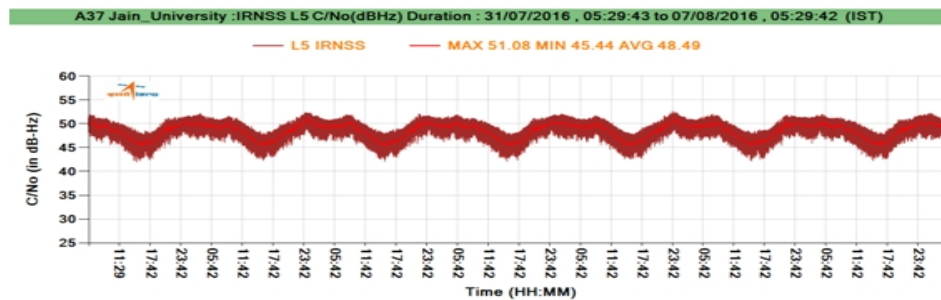
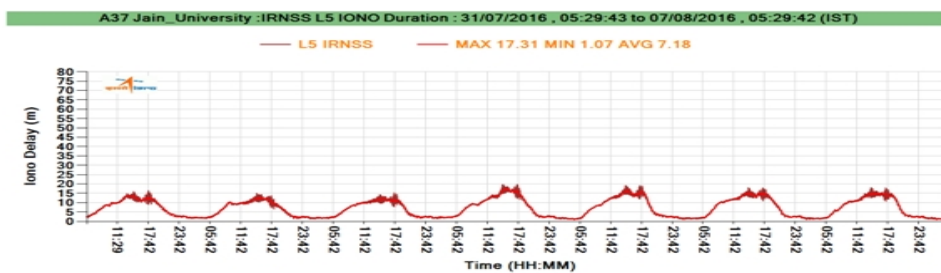
Рис. 11а. Отношение C/N_0 сигналов L5 с 31.07.2016 по 07.08.2016

Рис. 11б. Ионосферные задержки сигналов L5 с 31.07.2016 по 07.08.2016

Для сравнения эффекта воздействия сцинтилляции на рис. 11а показаны наблюдаемые значения C/N_0 сигналов L5 в течение одной недели с 31.07.2016 по 07.08.2016, а на рис. 11б – соответствующие ионосферные задержки сигналов L5 за то же время. Можно увидеть, что максимальная ионосферная задержка 15-18 м наступает в 17.42 каждый день, и в это же время каждый день происходит резкое снижение отношения C/N_0 ниже 45 дБ-Гц, что связано с эффектом сцинтилляций.

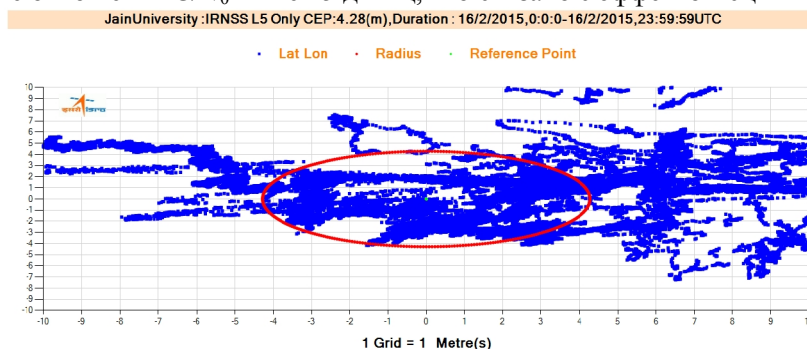


Рис. 12а. CEP при приеме сигналов IRNSS L5 и наличии 4 спутников 16.02.2015

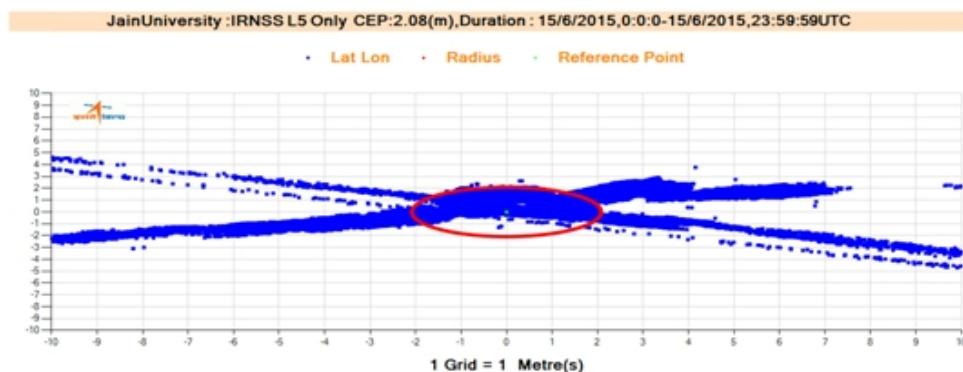


Рис. 12б. CEP при приеме сигналов IRNSS L5 и наличии 5 спутников 15.06.2015

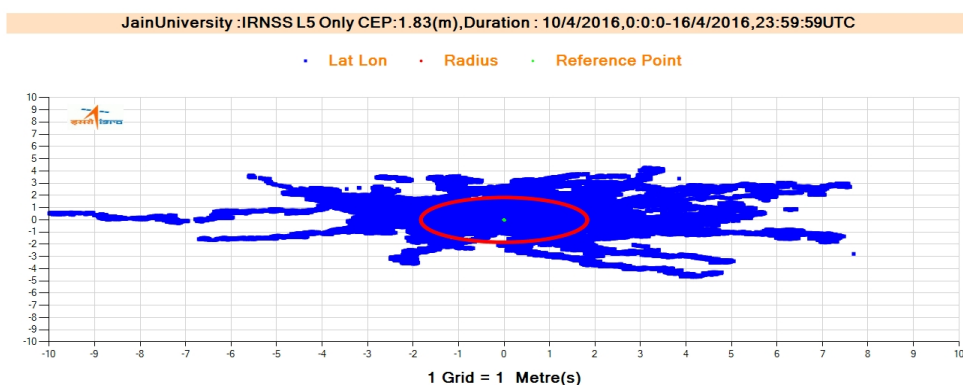


Рис. 12в. CEP при приеме сигналов IRNSS L5 и наличии 6 спутников с 10.04.2016 по 16.04.2016

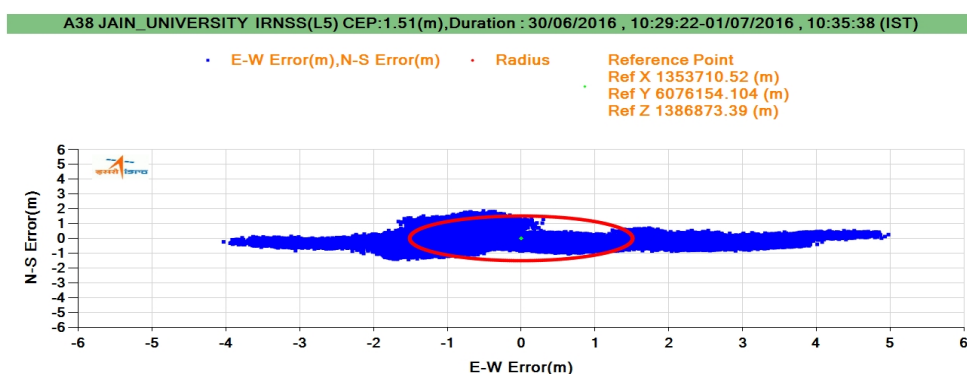


Рис. 12г. СУЗ при приеме сигналов IRNSS L5 и наличии 7 спутников с 30.06.2016 по 01.07.2016

На рис. 12а–г показаны изменения CEP 95 при приеме сигналов IRNSS L5 после запуска 4-7 спутников. В центре графиков представлена точка с нулевым отклонением от истинного местоположения. Внутри красного круга располагается 95% измерений. На рис. 12г продемонстрировано снижение CEP до 1,51 м, что примерно равно данному показателю у системы GPS.

Очевидно, что оба метода расчета погрешностей – $3DRMS$ и CEP – аналогичны в части необходимого количества операций и времени, требуемого для одного определения координат.

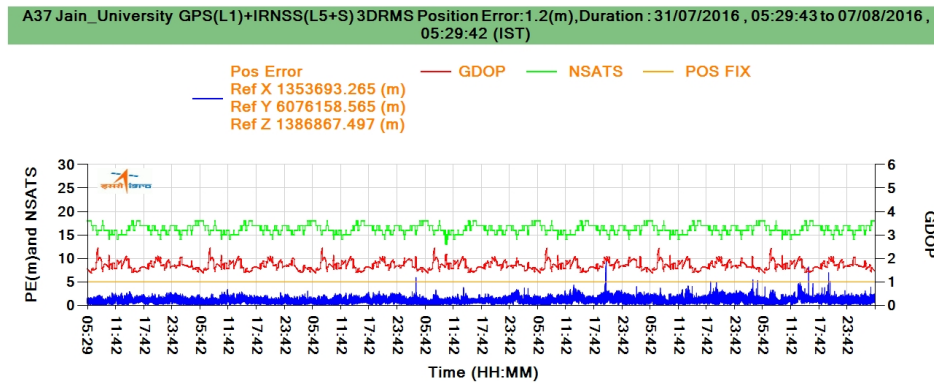


Рис. 13а. Интегрированный режим IRNSS + GPS: 3DRMS с 31.07.2016 по 07.08.2016

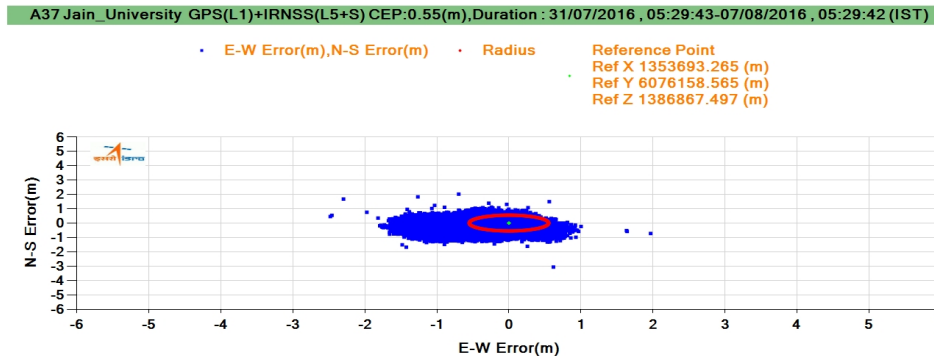


Рис. 13б. Интегрированный режим IRNSS+GPS: CEP при наличии 7 спутников с 31.07.2016 по 07.08.2016

В интегрированном режиме позиционирования IRNSS(L5+S) + GPS (L1), наблюдаемом в течение недели с 31.07.2016 по 07.08.2016 (рис. 13а и 13б), погрешность позиционирования составила 1,22 м, а CEP – 0,55 м.

Для проведения сравнительного анализа мы разместили четыре приемника на различных станциях в Индии: приемники A37 и A38 – в Джайнистском университете, приемник A73 – в Бурдванском университете, приемник A77 – в Технологическом институте Чайтанья Бхарати (CBIT) в Хайдерабаде. Приемники постоянно получали и записывали данные в различных режимах работы системы в течение суток.

Опорные координаты (X, Y, Z) для приемников A37, A38, A73 и A77 приведены в табл. 4. В табл. 5 представлен сравнительный анализ характеристик всех четырех приемников: A37 и A77 имеют меньшую погрешность позиционирования (около 1,44 м) в сравнении с двумя другими приемниками – A38 и A73 (около 5,17 м). Анализ CEP погрешностей местоопределения для четырех приемников дан в табл. 6: в режиме IRNSS (L5) + GPS (L1) погрешность минимальна, CEP = 0,55м при 100% доступности спутников в сравнении с другими тремя режимами.

Таблица 4

Положение	Опорные координаты (X, Y, Z)			
	A37	A38	A73	A77
X	1353693,265 м	1353710,52 м	220282,4936 м	1232836,838 м
Y	6076158,565 м	6076158,31 м	5858886,688 м	5962757,857 м
Z	1386867,497 м	1386873,39 м	2502637,552 м	1894318,107 м

Т а б л и ц а 5

3DRMS					
SI	Режим	A37	A38	A73	A77
1	IRNSS (L5)+GPS (L1)	1,44 (м)	3,91 (м)	–	1,41 (м)
2	Двухчастотный IRNSS (L5+S)	2,74 (м)	5,38 (м)	3,97 (м)	2,72 (м)
3	IRNSS L5	2,62 (м)	5,17 (м)	5,73 (м)	2,74 (м)
4	IRNSS S	1,88 (м)	5,09 (м)	3,37 (м)	2,28 (м)

Т а б л и ц а 6

CEP					
SI	Режим	A37	A38	A73	A77
1	IRNSS (L5)+GPS (L1)	0,55 (м)	1,13 (м)	–	0,67 (м)
2	Двухчастотный IRNSS (L5+S)	1,04 (м)	1,22 (м)	2,28 (м)	1,25 (м)
3	IRNSS L5	1,81 (м)	1,85 (м)	1,83 (м)	1,63 (м)
4	IRNSS S	0,8 (м)	1,07 (м)	1,57 (м)	1,07 (м)

Заключение

Индийская региональная навигационная спутниковая система IRNSS разработана Индийской организацией космических исследований (ISRO). В статье проведен анализ статистических данных, полученных в процессе экспериментов, и построены графики изменения в зависимости от числа спутников определяемой высоты, отношения сигнал/шум, погрешности позиционирования и видимости спутников. Эти данные были записаны с помощью пользовательского приемника IRNSS и проанализированы при помощи ПО IRDAS V.2 и V.3. Полученные результаты показали, что геометрический фактор *GDOP* тесно связан с видимостью спутников. Отношение сигнал/шум падает до уровня 45 дБ-Гц при колебании ионосферных сцинтилляций. Проведено сравнение повышенной точности позиционирования IRNSS и системы GPS. Без использования моделей ионосферных, тропосферных и орбитальных погрешностей, влияющих на погрешность определения псевдодальности, точность позиционирования составляет 10 м. Статистический анализ системы включает расчет кругового вероятного отклонения и снижения точности в зависимости от количества доступных спутников, что может помочь пользователям понять, какие факторы вызывают снижение точности.

Также проведено сравнение величин *3DRMS* и CEP при различных режимах работы спутниковых систем, включая интегрированный режим с GPS (табл. 5–6). В сравнении с двухчастотным или одночастотным режимом IRNSS, режим IRNSS + GPS (рис. 13а и 13б) обеспечивает лучшие характеристики и минимальную погрешность: $3DRMS = 1,20$ м, CEP = 0,55 м при 100% доступности спутников. Возможно дальнейшее повышение точности позиционирования за счет создания дифференциальной IRNSS (D-IRNSS) и использования спутниковых систем дифференциальной коррекции (SBAS). Применение D-IRNSS обеспечивает коррекцию псевдодальности и повышает потенциальную точность позиционирования.

Благодарности

Авторы выражают искреннюю благодарность Центру космических приложений Индийской организации космических исследований (SAC-ISRO) за

предоставление пользовательского приемника IRNSS, программного обеспечения IRDAS V.2 и V.3, а также за содействие в навигационных исследованиях. Авторы благодарят Джайнистский университет за предоставление необходимой инфраструктуры и оборудования, а также Бурдванский университет и СВІТ – за предоставление экспериментальных данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Indian** Regional Navigation Satellite System Signal In Space ICD for Standard Positioning Service. Version 1.0, ISROIRNSS-ICD-SPS-1.0. Indian Space Research Organization. 2014.
2. **Rao V.G.** Analysis of IRNSS over Indian Subcontinent // ION ITM. Session B5. San Diego. 24–26 January, 2011. P. 1–13.
3. **Dwivedi A.** Indian Regional Navigation Satellite System – An Overview // United Nations International Meeting on the Applications of Global Navigation Satellite Systems. Vienna, Austria. 2011.
4. **Ganeshan A. S., Rathnakara S. C., Gupta R., Jain A.K.** Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS) Concept // ISRO Satellite Center Journal of Spacecraft Technology. 2005. 15 (2). P. 19–23.
5. **Pal S., Ganeshan A. S., Rao K.N.S., Mruthyunjaya L.** Indian Regional Navigation Satellite System. Paper presented at 58th International Astronautical Congress, International Space Expo. Hyderabad, 2007.
6. **Xu G.** GPS Theory, Algorithms and Application. 2 ed. Springer Verlag, 2007.
7. **Reddy B.S., Kumar V.S., Srinivasan V.V. and Mehta Y.** Dual band circularly polarized microstrip antenna for IRNSS reference receiver // Proceedings of IEEE MTT-S International Microwave and RF Conference (IMaRC). Hyderabad, 2015. P. 279–282.
8. **Chandrasekar M.V.** et. al. Modernized IRNSS Broadcast Ephemeris Parameters // Journal of Control Theory and Informatics. 2015. 5(2).
9. **Drosos V. C. and Malesios Ch.** Measuring the Accuracy and Precision of the Garmin GPS Positioning in Forested Areas: A Case Study in Taxiarchis-Vrastama University Forest // Journal of Environmental Science and Engineering. 2012. P. 566–576.
10. **van Diggelen F.** GNSS Accuracy, System Design and Test // GPS world. 2007. P. 26–32.
11. **Grewal M.S., Weill L.R. and Andrews A. P.** Global Positioning Systems // Inertial Navigation and Integration. 2 ed. Wiley Publications, 2007.
12. **Grewal M.S., Weill L.R. and Andrews A.P.** Global Positioning Systems // Inertial Navigation and Integration. Wiley Publications, 2004.
13. **Rao V.G. and Kumar V.S.** An Innovative Approach to Overcome GPS Signal Masking During Maneuvers in Aircraft or Satellite // Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2007). Fort Worth, TX, September 2007. P. 2999–3007.
14. **Indian** Regional Navigation Satellite system Navigation Software Design Document. ISRO-ISAC-IRNSSRR-0900.
15. **Rethika T., Nirmala S., Rathnakara S.C. and Ganeshan A.S.** Ionospheric Delay Estimation during Ionospheric Depletion Events for Single Frequency Users of IRNSS // Innovative Systems Design and Engineering. 2015. Vol. 6. No. 2.

Vasudha M.P., Raju G. (Research Scholar, Department of Electronics and Communication Engineering, School of Engineering and Technology, Jain University, Bangalore, India).

Comparative Evaluation of IRNSS Performance with Special Reference to Positional Accuracy // Гироскопия и Навигация. 2016. Vol. 24. No. 4 (95). P. 59–75.

Abstract. The Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS) is a seven-satellite constellation developed by Indian Space Research Organization (ISRO), India. IRNSS provides two services, with the standard positioning service open for civilian use, and for authorized users (including the military) with an assured absolute positional accuracy. IRNSS is designed to cover all the parts of India and also extending beyond the Indian borders. The coverage area of IRNSS with routes of satellites means and includes area covering entire Pakistan, Afghanistan, most of China and

Middle East along with Indian Ocean. IRNSS downlink signals have two bands: S1 band and L5 Band. Presently Indian users are dependent on the civil GPS signals with a positional accuracy of 5 m. IRNSS system is intended to provide an absolute position accuracy of better than 10 m throughout Indian landmass better than 20 m over the Indian Ocean and approximately in a region of 1,500 km around India. There are 15 ground stations across the country responsible for operating and/or monitoring the IRNSS seven satellite constellation. A comparative analysis of IRNSS and GPS navigational satellites shows that the IRNSS consists of sufficient number of satellites for regional navigation system and it can also exhibit better performance. The main parameters selected for our study are orbital characteristics, position accuracy and positional error including Circular Error Probable (CEP), Altitude variation, Geometric Dilution of Precision (GDOP) with respect to Number of Satellites (NSAT), variations in Carrier to Noise (C/N_0) ratio and scintillation effect of both GPS and IRNSS satellite systems. Our analysis showed that IRNSS systems shall be used as stand-alone system.

Key words: positional error, circular error probable, distance root mean squared, geometrical dilution of precision, carrier to noise ratio, iono delay

Материал поступил 07.07.2016