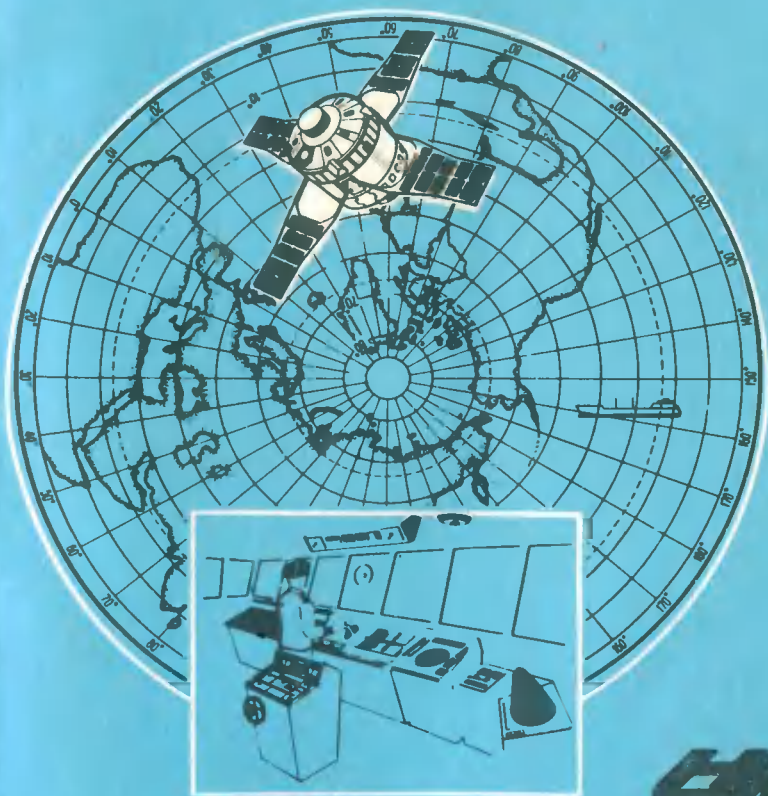


Р.А.СКУБКО
Б.Г. МОРДВИНОВ

Спутник у штурвала



НАУЧНО-ПОПУЛЯРНАЯ БИБЛИОТЕКА ШКОЛЬНИКА

Спутник у штурвала

Проблема изучения и освоения космического пространства также важна, как и освоение Мирового океана. При исследованиях Мирового океана и в повседневном мореплавании с большим эффектом используется обширная информация, получаемая от космических народохозяйственных комплексов. Спутниковая навигационная система „Цикада“, поисково-спасательная система КОСПАС, метеорологическая система „Метеор“, исследовательские спутники программы ИНТЕРКОСМОС и серии „Космос“, морская спутниковая система связи „Волна“ — все они в комплексе обеспечивают труд моряков и ученых-океанологов.

О законах движения искусственных спутников Земли и условиях их наблюдений, о программах решения задач космонавтики при использовании микрокалькуляторов, о роли космических средств в изучении Земли, в обеспечении мореплавателей надежными средствами связи и прогнозами погоды, точной информацией о месте и движении судна рассказывают авторы этой книги.

НАУЧНО-ПОПУЛЯРНАЯ БИБЛИОТЕКА ШКОЛЬНИКА

Серия основана в 1986 году

Р.А.СКУБКО, Б.Г. МОРДВИНОВ

Спутник у штурвала

(РАССКАЗЫ О МОРСКИХ „ПРОФЕССИЯХ”
ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ)



Ленинград
„Судостроение”
1989

ББК 39.471-5
С46
УДК 621.396.946.2

Рецензент кап. дальнего плавания,
канд. техн. наук
Ю. К. Баранов

Скубко Р. А., Мордвинов Б. Г.
С46 Спутник у штурвала. — Л.: Судостроение, 1989. —
208 с.: ил. — (Научно-популярная библиотека школь-
ника).

ISBN 5-7355-0216-6

В популярной форме рассказано о роли космических комплексов и спутниковых навигационных систем в обеспечении мореплавания и исследований Мирового океана. Изложены закономерности движения искусственных спутников Земли (ИСЗ), даны программы для вычислений на программируемых микрокалькуляторах элементов эфемеридной информации и условий наблюдений ИСЗ. Описаны принципы работы спутниковых навигационных систем.

Для старшеклассников, выбирающих профессию, учащихся ПТУ, морских кружков. Может быть полезна курсантам учебных заведений и судоводителям морских, промысловых и спортивных судов.

С 3605030000-044 КБ-32-48-88
048(01)-89

ББК 39.471-5

ISBN 5-7355-0216-6

© Издательство «Судостроение», 1989

ОТ АВТОРОВ

Эта книга обращена ко всем, вступающим на самостоятельный жизненный путь и ищущим ответа на извечные вопросы: «Кем стать в жизни? Какую профессию выбрать?».

Если Вас влекут тайны Мирового океана, посвятите свою жизнь морю. Выбрав морскую профессию, Вы будете участвовать в создании уникальных приборов, строить и водить современные суда и, возможно, сделаете новые открытия в исследовании океанских глубин.

Познать законы жизни морей и океанов, поставить их богатства на благо развития и процветания нашей Родины — прекрасная цель, дело, достойное всей жизни.

Освоение Мирового океана сегодня так же важно, как и освоение космического пространства. Как ни парадоксально, эффективность изучения океана зависит от успешного развития космических средств: чтобы познать происходящее в его глубинах, иногда необходимо подняться на высоту сотен и тысяч километров над земной поверхностью.

В этой книге Вы познакомитесь с нашей планетой из космоса, узнаете закономерности движения искусственных спутников Земли и условия их наблюдения с земной поверхности.

Вы сможете мысленно принять участие в космических полетах, а также познаете законы движения искусственных спутников Земли, если воспользуетесь представленными в тексте программами вычислений. Язык программирования у всех отечественных микрокалькуляторов одинаков, поэтому программы легко

адаптируются для вычислений на любом из них. В приложении изображен планшет, позволяющий легко прогнозировать обстановку наблюдений искусственных спутников Земли в любом пункте ее поверхности.

В этой книге также рассказано о роли космических средств в изучении формы и размеров Земли, жизни океанов и морей, в освоении скрытых под водой полезных ископаемых, в обеспечении мореплавателей надежными средствами связи и прогнозами погоды. Вы познакомитесь с принципами работы спутниковых навигационных систем, во много раз повысивших точность судовождения в любом районе Мирового океана при любой погоде, с работой спутников-спасателей, с перспективами развития морских «професий» искусственных спутников Земли.


Авторы изложили необходимые сведения по применению космических средств в мореплавании исходя из школьных курсов математики, физики и астрономии. Надеемся, что полученные знания будут полезны будущим мореплавателям и специалистам морского приборостроения.

Вводная глава, главы 1—5 и приложения написаны Р. А. Скубко, главы 6—8 — Б. Г. Мордвиновым.

Отзывы, пожелания и предложения просим присылать в издательство «Судостроение» по адресу: 191065, Ленинград, ул. Гоголя, 8.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

A_{\perp}	— азимут кульминации КНА
a_{\perp}	— большая полуось орбитального эллипса, большая полуось земного эллипсоида
V_{σ}	— линейная скорость движения КНА
d	— траверзное расстояние судно — географическое место ИСЗ (ГМС)
E	— эксцентрическая аномалия
e	— эксцентриситет орбиты
z_0	— радиус геометрической зоны видимости ИСЗ
$z_{\text{св}}$	— радиус зоны связи
i	— наклонение орбиты ИСЗ
K	— гравитационный потенциал Земли
N_{\perp}	— количество измерений навигационного параметра до (после) траверза
n_0	— среднее движение ИСЗ
N_0	— суточное число витков КНА
H_0	— наибольшая угловая высота КНА, высота кульминации КНА, траверзная высота
h_0	— возвышение ИСЗ над земной поверхностью, высота полета, высота круговой орбиты
h_A	— высота апогея
h_P	— высота перигея
h_{min}	— минимальная высота КНА, допустимая для сеанса связи
Q	— ориентирный угол
r_A	— расстояние от апогея до притягивающего центра
R_{\oplus}	— радиус земного шара
r_P	— расстояние перигея от притягивающего центра
$r_{\text{кр}}$	— радиус-вектор круговой орбиты
r_{σ}	— радиус-вектор КНА
T_0	— эпоха, момент прохождения КНА через восходящий узел
T_P	— эпоха перигея
T_c	— момент определения места по судовому времени
u	— аргумент широты КНА
A	— апогей
α^0	— прямое восхождение КНА
АП	— линия апсид

δ''	— склонение КНА
$\Delta\lambda^u$	— смещение восходящего узла за период обращения КНА
$\Delta\alpha^u$	— прецессионное смещение восходящего узла
$\Delta\alpha''$	— изменение прямого восхождения искусственного спутника (ИСЗ) вследствие его движения по орбите
$\Delta t^*, \Delta\lambda_{\pm}$	— смещение начала счета долготы вследствие вращения Земли
$\Delta T_{св}$	— длительность навигационного сеанса связи
$\Delta T_{наб}$	— интервал времени движения КНА на высоте больше заданной
ΔT_{\perp}	— интервал времени от (до) момента траверза
$\lambda_{ГМС}, \lambda''$	— географическая долгота ГМС
λ^u	— географическая долгота восходящего узла
Ω	— долгота восходящего узла (обобщающий символ)
ω	— аргумент широты перигея
ω_{\pm}	— угловая скорость вращения Земли
Π	— перигей
T_p	— сидерический период обращения КНА
T_n	— наблюдаемый период обращения КНА
v	— истинная аномалия
T_{\pm}	— звездный период вращения Земли
φ^p	— геоцентрическая широта
φ	— географическая широта
α^u	— долгота восходящего узла (прямое восхождение восходящего узла орбиты КНА)
D_n	— наклонная дальность
L	— орбитальная долгота, расстояние от точки траверза вдоль трассы КНА
P_v	— пеленг восхода КНА
P_z	— пеленг захода КНА
Φ	— орбитальная широта
$\mathcal{E}_{гр}$	— полуденная точка Гринвичского меридиана, начало счета географических долгот
\mathcal{U}	— восходящий узел орбиты КНА
\mathcal{U}	— нисходящий узел орбиты КНА
	— обсервация по космической навигационной системе
ГМС	— географическое место ИСЗ, подспутниковая точка на трассе ИСЗ
КИК	— командно-измерительный комплекс
КИИ	— командно-измерительный пункт
КНА, ИСЗ, σ	— космический навигационный аппарат (навигационный искусственный спутник Земли)
КНС,	— космическая (спутниковая) навигационная система
НИП	— наземный измерительный пункт
СНА	— спутниковая навигационная аппаратура, размещаемая на судне
ПВ	— приемник-вычислитель СНА
ПУ	— пункт управления КНС
ЭИ	— эфемеридная информация

ОКЕАН И КОСМОС (ВМЕСТО ВВЕДЕНИЯ)

Мировой океан, занимающий около 70% поверхности нашей планеты, — это во многом неизведанный мир, который человечество только начало познавать (рис. 1). В его недрах скрыты нефть и газ, полезные ископаемые. Биологический мир океана богат и разнообразен, энергетические и динамические процессы, происходящие в океане, во многом определяют климат Земли. Самые экономичные торговые пути между континентами и странами проходят через просторы океана.

Применяя точнейшие и чувствительнейшие приборы и инструменты, размещаемые на автоматических космических аппаратах и кораблях, орбитальных станциях, на борту научно-исследовательских экспедиционных судов, за последние десятилетия мы узнали об океане больше, чем за всю историю развития человечества.

4 октября 1957 г. был запущен искусственный спутник Земли, имевший гордое имя «Первый». Его главный конструктор академик С. П. Королев сказал: «Он был мал, этот самый первый искусственный спутник нашей старой планеты, но его земные позывные разнеслись по всем материкам и среди всех народов как воплощение дерзновенной мечты человечества»¹.

Полетом Ю. А. Гагарина на космическом корабле «Восток» 12 апреля 1961 г. началась эра пилотируемой космонавтики. В юбилейный год партия и правительство отметили: «Победы в освоении космоса мы считаем достижением не только нашего народа, но и всего чело-

¹ Красная звезда. 1972. 4 окт.



Рис. 1. Космическая фотография Земли с видом на Аравийский полуостров, Африку, акватории южной части Атлантического и Индийского океанов, Антарктиду (*Курьер ЮНЕСКО*. 1986, № 3)

вещества. Мы с радостью ставим их на службу всем народам, во имя прогресса, счастья и блага всех людей на Земле»¹.

В наше время в космос ежемесячно в среднем стартует семь спутников различного назначения, в том числе исследовательские спутники серии «Космос», спутники связи и телевизионные типов «Молния», «Радуга», «Го-

¹ Правда. 1986. 12 апр.

ризонт», «Экран», спутники-спасатели космической системы поиска аварийных судов и самолетов КОСПАС, космические навигационные аппараты систем «Цикада» и ГЛОНАСС, спутники изучения погоды «Метеор». В стране созданы научные и народнохозяйственные космические комплексы, деятельность которых координирует Главное управление по созданию и использованию космической техники для народного хозяйства и научных исследований Главкосмос СССР. С 1977 г. действует Международная космическая система ИНТЕРКОСМОС, куда входят десять социалистических стран. Благодаря развитой космической системе совершенствуются методы и средства исследования океанов, обеспечения мореплавания и судовождения.

Современное морское судно является воплощением новейших достижений науки и техники, морского приборостроения. В составе экипажей научно-исследовательских, торговых и промысловых судов трудятся специалисты по навигационным приборам и системам (комплексам). В комплексы входят спутниковая навигационная аппаратура (СНА), спутниковые средства связи и поиска аварийных судов. Они обеспечивают точное определение координат судна, управление его движением по оптимальному пути, эффективную экономическую эксплуатацию.

К точности определения места судна предъявляются очень высокие требования. Например, при детальнейших геофизических исследованиях в прибрежном районе место судна должно быть известно с погрешностью не более 50 м, а в открытом море — не более 100 м; при выполнении геологических изысканий на дне моря — не более 10 м. Международная морская организация при ООН (ИМО) выработала к точности морского судовождения (для судов со скоростью не более 30 уз) следующие требования:

при плавании в водах с ограниченной свободой маневра, а также при подходе к порту и при входе в порт или узкость осуществлять непрерывный контроль за местом судна с применением визуальных методов, радиолокатора, эхолота или специальных навигационных систем (в зависимости от местных условий);

в других водах допустимая погрешность в знании места судна должна составлять не более 4% расстояния

до навигационной опасности, но при любых условиях не более 4 миль; при этом регламентируется допустимый интервал времени между определениями места судна (например, до 9 — 12 мин при расстоянии до опасности, равном 10 милям).

Выполнить перечисленные требования стало возможно лишь после создания к середине 60-х гг. спутниковых (космических) навигационных систем (КНС или СНС). Сегодня эти системы включают в себя специальные навигационные спутники Земли (космические навигационные аппараты), береговые командно-измерительные комплексы, судовые комплексы спутниковой навигации или автоматизированные навигационно-геофизические комплексы.

Космические средства, обеспечивающие исследование Мирового океана и мореплавание, постоянно обновляются и совершенствуются. «Мы не намерены ослаблять наши усилия и терять авангардных позиций в освоении космоса. Мы много получили от исследований, направленных на мирное освоение космического пространства. Но перед нами стоят задачи, о чем нам надо думать всем вместе, — как сделать отдачу от космоса более весомой как для науки, так и всего народного хозяйства. Сегодня это практическая задача, которая стоит перед нами во весь рост»¹.

¹ Правда. 1987. 14 мая.

1.

ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ — КАК ОН ДВИЖЕТСЯ?

НАШ КОСМИЧЕСКИЙ ДОМ — ПЛАНЕТА ЗЕМЛЯ

Кто-то сказал, что Земля произошла из космического мусора и имеет форму рюкзака туриста. В этой шутке есть доля правды (рис. 2). Образовавшись в составе Солнечной системы около 4,6 млрд лет назад, наша планета вследствие вращения земного вещества приняла форму тела, близкого к шару. Это тело имеет неровную поверхность, образуемую материковыми и океаническими впадинами и возвышенностями. Еще в недавнем прошлом, в первой половине XX в., в учебниках по географии и астрономии в качестве доказательств шарообразной формы Земли приводились такие доводы:

постепенное сокрытие за линией горизонта корпуса, затем надстроек и, наконец, мачт удаляющегося от наблюдателя судна (что свидетельствует лишь о выпуклой форме земной поверхности);

круглая форма земной тени, падающей на Луну при ее затмениях;

изменение полуденной высоты Солнца при перемещении на юг или на север¹.

В наше время шарообразная форма Земли просматривается на ее космической фотографии (см. рис. 1). По современным данным радиус земного шара принимают равным 6366,7 км, при этом длина одной дуговой

¹ Наблюдения за полуденной высотой Солнца в египетских городах Асуане и Александрии позволили Эратосфену определить радиус земного шара равным около 6300 км. Этому результату, полученному за 250 лет до нашей эры, можно только поражаться. Расстояние между городами определялось подсчетом среднего числа шагов верблюдов.

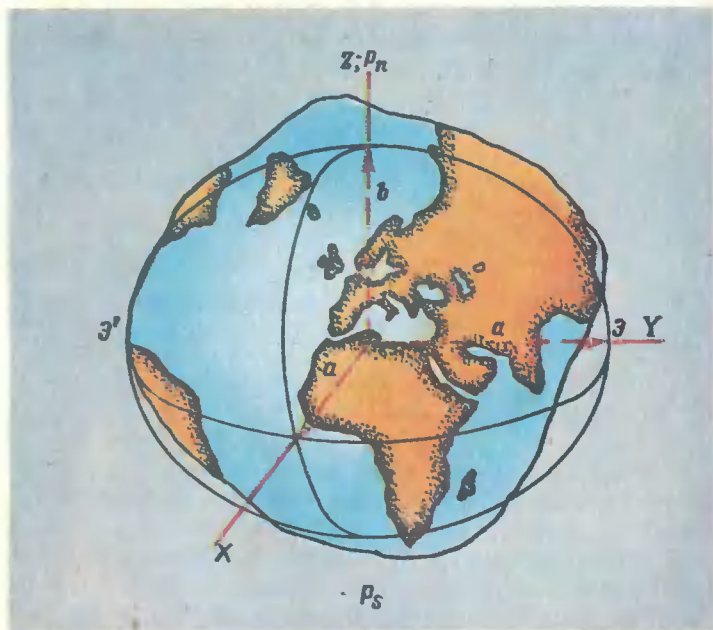


Рис. 2. Представление Земли в форме эллипсоида вращения

минуты на поверхности шара равна стандартной морской миле: $1' = 1 \text{ миля} = 1852 \text{ м}$.

Водная масса Мирового океана под влиянием тяготения масс, неравномерно сосредоточенных в теле Земли, образует неровную поверхность. Если поверхность Мирового океана при некотором среднем его уровне и в состоянии покоя мысленно продлить на поверхность материков, то можно представить себе замкнутое тело, называемое *геоидом* (от греч. *geoeidēs* — земноподобный; *gē* — Земля и *ēidos* — вид). Геоид наиболее реально отображает поверхность Земли, но не имеет правильной математической формы, поэтому для целей навигации его заменяют *эллипсоидом* вращения — фигурой, образуемой вращением эллипса с полуосями a и b вокруг малой оси $P_n P_s$ (см. рис. 2).

Каждая страна выбирает такие размеры эллипсоида и ориентирует его в теле Земли таким образом,

Таблица 1

Референц-эллипсоид (год)	Район применения	Большая полуось, м	Сжатие α
Красовского (1941)	СССР	6 378 245	1/298,3
Европейской геодезической системы (1924)	Западная Европа	6 378 388	1/297,0
Бесселя (1841)	Япония	6 377 397	1/299,15
Кларка (1866)	Северная Америка	6 378 206	1/294,98
Международного астрономического союза (1976)	Глобальный	6 378 140	1/298,26
Всемирной геодезической системы	Глобальный, КНС «Транзит»	6 378 135	1/298,26

чтобы территория страны изображалась на картах с наименьшими искажениями. Официально принятый в данной стране эллипсоид называют *референц-эллипсоидом*. Он характеризуется величиной большой полуоси a и сжатием $\alpha = 1 - b/a$, показывающим, на какую долю полярная полуось b короче экваториальной полуоси a .

В табл. 1 даны сведения об основных референц-эллипсоидах, использующихся при составлении морских карт, а также об эллипсоидах Международного астрономического союза (Стандартная Земля) и Всемирной геодезической системы (ВГС-72), размеры которых получены главным образом по результатам наблюдений ИСЗ в различных районах Земли и характеризуют ее в целом.

Современные представления о форме Земли позволяют поставить в ряд исторических парадоксов высказывание Христофора Колумба: «Полагаю, что она не такая круглая, какой ее описывали, а похожа формой на грушу, на круглой поверхности есть заметная выпуклость со стороны черенка; или ее можно сравнить с круглым мячом, на котором есть что-то вроде женского соска; эта выступающая часть поднимается наиболее высоко и находится ближе всего к небесам»¹.

Трудно поверить, что сказанное относится к XV в. О форме Земли нам поведали ее искусственные спут-

¹ Хейердал Т. Кто открыл Америку? // Наука и жизнь. 1974. № 6. С. 19.

ники, но как узнал о ней Колумб? Это тем более удивительно, что земной эллипсоид мало отличается от шара: разность его полуосей составляет всего лишь $a - b = 21$ км; радиус упомянутого выше условного земного шара лишь на 12 км меньше полуоси a . Во многих случаях в дальнейшем для простоты рассуждений мы будем рассматривать Землю как шар.

ЛУНА — НАШ ПЕРВЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ СПУТНИК. ЗАКОНЫ КЕПЛЕРА

Можно утверждать, что наряду с Солнцем Луна извечно служит мореплавателям «небесным маяком», наблюдения за которым позволяют решать проблемы измерения времени, определения места и направления движения судна. Х. Колумб утверждал, что существует лишь одно безошибочное корабельное исчисление — это астрономическое, и «счастлив тот, кто с ним знаком».

В наш век мир естественных небесных ориентиров пополнился плодами человеческого гения — искусственными спутниками Земли, наблюдения которых позволяют решить все проблемы морской астронавигации и радионавигации.

Чтобы ИСЗ (как и Луна) мог послужить «небесным маяком», надо прежде всего научиться определять то место, которое занимал этот «маяк» в момент его наблюдения. Для этого надо знать законы движения небесных тел в гравитационных полях, создаваемых силами взаимного тяготения масс космических тел (преград действию этих сил не существует).

Реальные движения тел Солнечной системы, включающей девять больших планет с десятками их спутников и десятки тысяч малых планет — астероидов, сложны. Иоганн Кеплер, сформулировавший в XVII в. законы невозмущенного движения планет вокруг Солнца по результатам многолетних наблюдений за планетой Марс, писал, что «легче, кажется, двигать сами планеты, чем понять их движение». Движение Луны и ИСЗ вокруг Земли в первом приближении также характеризуется законами Кеплера.

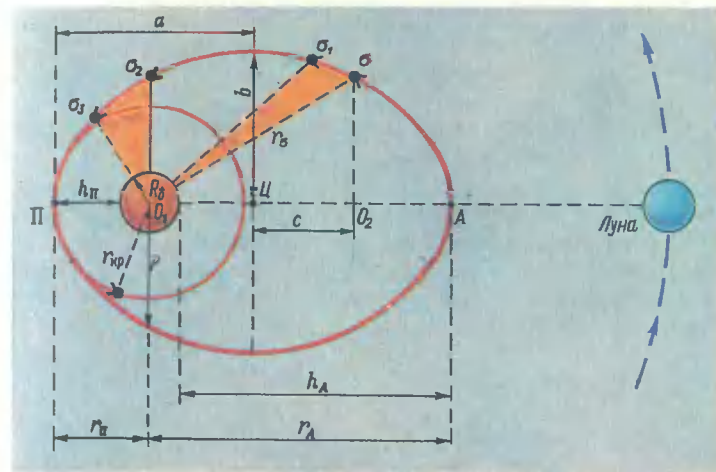


Рис. 3. Элементы орбиты спутника Земли

Закон I. Орбита спутника есть эллипс, в одном из фокусов которого расположен центр масс Земли (рис. 3).

Напомним, что эллипс есть плоская кривая, сумма расстояний любой точки которой σ до двух фиксированных точек (фокусов) O_1 и O_2 постоянна. Плоскость орбитального эллипса не может проходить иначе, как через центр масс Земли O_1 и через центр массы спутника σ . Это означает, что ИСЗ не может, подобно самолету, произвольно изменять направление и скорость движения; при изменении режима движения или под действием возмущающих сил ИСЗ перейдет на другую орбиту, имеющую иные размеры и иную ориентировку в пространстве, но ее плоскость обязательно пройдет через центр масс Земли.

Как всякий эллипс, орбита ИСЗ имеет две оси симметрии: большую ось $AP = 2a$ и перпендикулярную к ней малую ось $2b$, проходящие через центр эллипса C . Большая ось проходит через фокусы эллипса, ее называют *линией апсид*. Апсида Π , ближайшая к Земле, именуется *перигеем*, наиболее удаленная от Земли точка орбиты A — *апогеем*.

Размеры и форма орбитального эллипса характеризуются величиной большой полуоси a и степенью сжатия эллипса, оцениваемой по величине эксцентриситета e . Большая полуось может быть рассчитана исходя из расстояния от центра масс Земли O_1 до центра ИСЗ σ в момент прохождения перигея $r_{II}=R_{\oplus}+h_{II}$ и апогея $r_A=R_{\oplus}+h_A$ (здесь R_{\oplus} — радиус земного шара, равного по объему земному эллипсоиду, его величина составляет 6371 км; h_{II} и h_A — высота ИСЗ над поверхностью земного шара в момент перигея и апогея соответственно):

$$a=0,5(r_{II}+r_A)=R_{\oplus}+0,5(h_{II}+h_A). \quad (1.1)$$

Эксцентриситет эллипса находится по формуле

$$e = \frac{r_A - r_{II}}{2a} = \frac{h_A - h_{II}}{2a} = \frac{h_A - h_{II}}{2R_{\oplus} + h_A + h_{II}} = \sqrt{1 - b^2/a^2}. \quad (1.2)$$

Для описания движения ИСЗ по эллиптической орбите удобно использовать фокальный параметр p — половину хорды, проведенной через фокус эллипса параллельно малой оси.

Можно показать, что

$$e=c/a; p=b^2/a; p=(a^2-c^2)/a=a(1-e^2), \quad (1.3)$$

где c — расстояние от центра эллипса до его фокуса.

С учетом p можно записать

$$r_A=p/(1-e), r_{II}=p/(1+e). \quad (1.4)$$

Чтобы охарактеризовать движение ИСЗ на фоне звездного неба, удобно воспользоваться математической моделью — чертежом вспомогательной небесной сферы (рис. 4). Из центра Земли O_1 опишем сферу произвольного радиуса. Сечение этой сферы плоскостью орбиты ИСЗ дает окружность BB' , которую называют *видимой орбитой* ИСЗ. Окружность, образуемая при пересечении сферы плоскостью экватора Земли, является *небесным экватором* $ЭЭ'$. Плоскость начального Гринвичского меридиана в пересечении со сферой образует небесный Гринвичский меридиан $P_N Э_{гр} P_S$.

Точки пересечения небесного экватора и видимой орбиты ИСЗ называют *восходящим узлом* Ω (в этой точке ИСЗ переходит из южного полушария сферы в

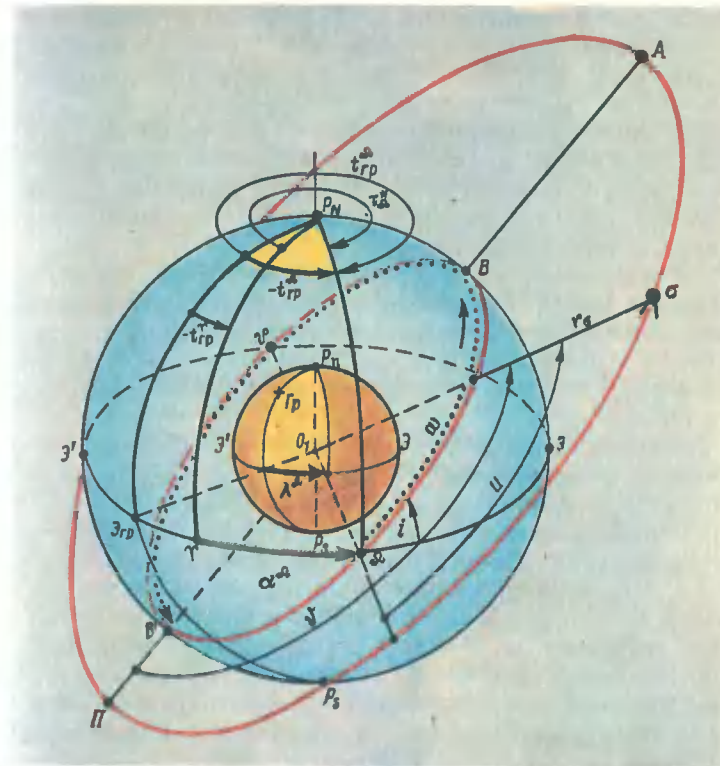


Рис. 4. Видимая орбита ИСЗ. Сферические и полярные координаты ИСЗ

северное) и *нисходящим узлом* ω . Прямая $\Omega\omega$ называется *линией узлов*.

Охарактеризовать движение ИСЗ можно, если зафиксировано положение его орбиты в пространстве и получено уравнение движения ИСЗ.

Положение восходящего узла можно зафиксировать: 1) относительно небесного Гринвичского меридиана; 2) относительно точки экватора Υ (точки Овна, или точки Весны), которую Солнце проходит в день весеннего равноденствия 21 марта.

В первом случае дуга небесного экватора $Э_{гр}$ (см. рис. 4) равна географической долготе восходя-

шего узла λ^{α} , считаемой от Гринвичского меридиана в пределах $0-180^{\circ}$ (восточная долгота положительна). В астрономии эта же дуга соответствует *гринвичскому часовому углу* восходящего узла $t_{\text{гр}}^{\alpha}$, но здесь положительным принимают угол, отсчитанный к западу. Например, если положение восходящего узла характеризуется его гринвичским часовым углом $t_{\text{гр}}^{\alpha}=300^{\circ}$ W, то географическая долгота этого узла равна $\lambda^{\alpha}=360-300=60^{\circ}$ E.

Во втором случае дуга небесного экватора γ^{α} представляет собой известное из курса астрономии прямое восхождение восходящего узла α^{α} . Чаше его заменяют *звездным углом* (звездным дополнением) $\tau^{\alpha}=360^{\circ}-\alpha^{\alpha}$, т. е. часовым углом, отсчитанным от точки Овна.

В обобщенном виде дугу небесного экватора, определяющую положение восходящего узла, называют *долготой восходящего узла* и обозначают Ω .

Если по известным координатам α^{α} (или τ^{α}) необходимо получить географическую долготу восходящего узла, то предварительно вычисляют *гринвичский часовой угол точки Овна* в заданный момент наблюдений. Для этого по заданному стандартному времени T_c (по которому идут часы наблюдателя) и соответствующему этому времени номеру часового пояса N_c в начале вычисляют момент наблюдений по *Всемирному времени*

$$T_{\text{гр}} = T_c \mp N_c, \quad (1.5)$$

где знак «—» соответствует восточному часовому поясу, а «+» — западному.

Затем с помощью астрономических ежегодников или календарей вычисляют гринвичский часовой угол точки Овна $t_{\text{гр}}^{\alpha}$ указывающий ее положение на экваторе. Эту же операцию удобно выполнять на программируемом микрокалькуляторе (ПМК) или иной микроЭВМ, применяя формулу

$$t_{\text{гр}}^{\alpha} = H_3 + 0,98565 t_0 + 15,04107 T_{\text{гр}}^{\alpha} \quad (1.6)$$

где $H_3 = 360^{\circ} - t_{00}^{\alpha}$ — исходное значение, град., на момент $T_{\text{гр}} = 00^{\text{ч}} 31$ декабря предыдущего года (табл. 2), выбираемое входом по заданному году наблюдений; t_0 — интервал времени, сут, между исходным моментом

Таблица 2

Заданный год	$H_3,^{\circ}$	Заданный год	$H_3,^{\circ}$
1989	260,36359	1995	260,81023
1990	260,60230	1996	261,04894
1991	260,84103	1997	260,30202
1992	261,07974	1998	260,54073
1993	260,33281	1999	260,77945
1994	260,57152	2000	261,01816

и заданной календарной датой, определяемый суммированием указанного в табл. 3 количества суток $\tau_{\text{гр}}$ истекших к началу данного месяца, и календарной даты; $T_{\text{гр}}^{\alpha}$ — момент наблюдений по Всемирному времени, часы и их десятичные доли.

Рекомендуется пользоваться ПМК «Электроника МК-52» по следующей программе:

Программа 1

K \leftrightarrow Px2 \times Px1 — Px0 Px6 \times + Pxе
 + Fx<0 17 Px3 + xP9 C/П Px3 — Fx<0
 23 БП 13 БП 15 (всего 25 шагов)

Инструкция для вычислений

1. Ввести в регистровую память ПМК исходные данные по адресам:

0,98565 xP0 H_3 (см. табл. 2) xP1
 15,04107 xP2 360 xP3
 Интервал t_0 xP6

2. Набрать на световом табло ПМК заданный момент всемирного времени $T_{\text{гр}}$ в форме ЧЧ, ММСС (количество часов отделить запятой; количество минут, секунд и их десятичных долей не отделять).

3. Если вычисляется гринвичский часовой угол точки Овна, то ввести ноль по адресу xPe, если намечено вычислить *местный часовой угол точки Овна* t_m^{α} от какого-то меридиана, расположенного в географической долготе λ_m , то ввести эту долготу по адресу xPe (восточная положительна, западная отрицательна). После этого положение восходящего узла получится также относительно меридиана в долготу λ_m .

Таблица 3

Месяц	Количество суток t_H истекших к началу данного месяца	
	Простой год	Високосный год (1992, 1996, 2000)
Январь	0	0
Февраль (простой и високосный)	31	31
Март	59	60
Апрель	90	91
Май	120	121
Июнь	151	152
Июль	181	182
Август	212	213
Сентябрь	243	244
Октябрь	273	274
Ноябрь	304	305
Декабрь	334	335

4. Пустить ПМК на счет командой В/0 С/П.

5. После останова счета на табло и по адресу Пх9 находится часовой угол точки Овна, выраженный в градусах и их долях.

6. Если $t_{гр}^T$ или t_m^T необходимо выразить в градусах, минутах и долях дуговой минуты, то дать команду К6.

После расчета $t_{гр}^T$ находят λ^a :

$$\lambda^a = t_{гр}^a = t_{гр}^T + \tau_{a}^* \quad (1.7)$$

Если при этом получена величина более 360° , то следует отбросить 360° . После этого при $t_{гр}^a < 180^\circ$ определяют западную долготу восходящего узла $\lambda^a W$, при $t_{гр}^a > 180^\circ$ — восточную долготу $\lambda^a E = 360^\circ - t_{гр}^a$.

Второй величиной, фиксирующей положение плоскости орбитального эллипса в пространстве, является *наклонение орбиты* i — угол между небесным экватором и видимой орбитой ИСЗ, отсчитываемый при восходящем узле от экватора против хода часовой стрелки в пределах $0-180^\circ$. В зависимости от наклона различают орбиты: экваториальную ($i=0^\circ$); прямую промежуточную ($0 < i < 90^\circ$); полярную ($i=90^\circ$); обратную промежуточную ($90^\circ < i < 180^\circ$).

В случае когда эксцентриситет $e=0$, эллипс обращается в окружность радиусом $r_{кр} = R_\oplus + h_{кр}$, где $h_{кр}$ —

линейное возвышение ИСЗ над поверхностью Земли, которое иногда называют высотой полета (ее не следует путать с угловой высотой ИСЗ над плоскостью горизонта наблюдателя); такую орбиту называют *круговой* (см. рис. 3).

Круговую орбиту и ее положение в пространстве полностью характеризуют орбитальные элементы Ω , i , $r_{кр}$.

Для эллиптической орбиты необходимо зафиксировать положение и ориентировку эллипса в орбитальной плоскости. Для этого указывают положение перигея P относительно восходящего узла, которое определяется углом ω , называемым *аргументом широты перигея* (или аргументом перигея). Аргумент перигея измеряется дугой видимой орбиты ИСЗ, отсчитываемой от восходящего узла в сторону движения ИСЗ в пределах $0-360^\circ$ до направления на перигей.

Эллиптическую орбиту и ее положение в пространстве полностью характеризуют орбитальные элементы Ω , i , ω , a , e .

Положение ИСЗ на эллиптической орбите в какой-либо момент удобно указывать в полярной системе координат, началом которой (полюсом) принимается центр масс Земли O_1 , и полярной осью — направление на перигей O_1P . Координатами здесь служат *радиус-вектор ИСЗ*, равный по модулю расстоянию от точки O_1 до ИСЗ σ :

$$r_a = \frac{a^2 - c^2}{a + c \cos v} = \frac{p}{1 + e \cos v}, \quad (1.8)$$

и полярный угол v , который называют *истинной аномалией*.

Истинную аномалию измеряют от перигея (по видимой орбите ИСЗ) в сторону движения ИСЗ до направления радиуса-вектора r_a в пределах $0-360^\circ$.

Положение ИСЗ на орбите можно также указать углом u , именуемым *аргументом широты ИСЗ* (или аргументом ИСЗ). Аргумент ИСЗ измеряют от восходящего узла аналогично аргументу перигея ω .

Координаты положения перигея и ИСЗ на орбите связаны в формуле

$$u = \omega + v. \quad (1.9)$$

При необходимости период их изменения, равный 360° , после расчета аргумента ИСЗ отбрасывают.

Для определения аргумента перигея ω и истинной аномалии v необходимо знать закономерности движения ИСЗ по орбите.

Закон II. Радиус-вектор ИСЗ r_σ за равные интервалы времени описывает равновеликие площади.

Площади $\sigma O_1 \sigma_1$ и $\sigma_2 O_1 \sigma_3$, показанные на рис. 3, равны; время перемещения ИСЗ по орбите из точки σ в точку σ_1 и из точки σ_2 в точку σ_3 одинаково, но пройденный за это время путь $\sigma \sigma_1$ меньше пути вблизи перигея $\sigma_2 \sigma_3$. Расстояние ИСЗ — Земля непрерывно меняется, ИСЗ движется неравномерно: быстрее вблизи перигея и медленнее вблизи апогея.

Закон III. Отношение квадрата периода обращения ИСЗ T_σ по орбите к кубу ее большой полуоси есть величина постоянная.

Отсюда следует, что по мере увеличения большой полуоси a период обращения ИСЗ T_σ возрастает. Его вычисляют по формуле

$$T_\sigma = 2\pi \sqrt{a^3 K^{-1}}, \quad (1.10)$$

где $K = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный потенциал Земли, равный произведению гравитационной постоянной на массу Земли.

Для круговой орбиты $a = r_{\text{кр}}$. В этом случае период обращения ИСЗ возрастает по мере увеличения его возвышения над земной поверхностью (высоты полета). Подставив в последнюю формулу значения $r_{\text{кр}} = 6371 + h_{\text{п}}$ км, для различной высоты полета $h_{\text{п}}$ получим:

Высота полета, км	Тип орбиты	Период обращения ИСЗ
0	Гипотетическая нулевая	84,3 мин
1000	Низкая	105 мин
19 100	Средняя	11,2 ч
35 800	Стационарная (при $i=0$)	23 ч 56 мин 04,1 с (1436,1 мин)

В первом случае предполагается движение ИСЗ вдоль поверхности земного шара, что практически невозможно из-за сопротивления атмосферы и по многим другим причинам. Интересно отметить, что уже в одной из комедий В. Шекспира, великого мастера художест-

венной культуры эпохи Возрождения и современника И. Кеплера, упоминается период обращения нулевого спутника, на орбиту которого один из героев обещал забросить своего собеседника.

В последнем случае период обращения ИСЗ, называемый *суточным*, равен звездному периоду вращения Земли вокруг своей оси. Если же его орбитальная плоскость совпадает с плоскостью экватора Земли, то он все время находится над одной и той же точкой экватора. Такой спутник называют *стационаром*.

Реальная минимально возможная высота полета ИСЗ составляет около 100—120 км при периоде обращения около 87 мин.

Вообще говоря, орбиты ИСЗ по высоте его полета подразделяют на три вида: *низкие* при $h_{\text{п}} = 120 \div 5000$ км; *средние* — $h_{\text{п}} = 5000 \div 20\,000$ км; *высокие* — $h_{\text{п}} > 20\,000$ км.

Период обращения ИСЗ может быть выбран так, чтобы он укладывался в сутках целое число раз. Тогда ИСЗ будет появляться над одним и тем же пунктом Земли регулярно в одно и то же местное время. Такой спутник называют *синхронным*.

ИСЗ на круговой орбите движется с постоянной угловой скоростью $n_\sigma = 360^\circ/T_\sigma$: для нулевого ИСЗ она равна около $4,3^\circ/\text{мин}$, для низкоорбитного — около $3,4^\circ/\text{мин}$, для средневысотного — около $0,5^\circ/\text{мин}$.

Момент прохождения ИСЗ через перигей или через восходящий узел называют *эпохой* (начальным моментом) и обозначают $T_{\text{п}}$ или $T_{\text{э}}$.

ЗАПУСК ИСЗ И РАСЧЕТЫ ЕГО ДВИЖЕНИЯ ПО ОРБИТЕ

Если в точке σ земного поля тяготения находится тело массой m , удаленное от центра масс Земли на расстояние r , то на него действует сила тяготения $F = mg$, где $g = K/r^2$ — ускорение силы тяжести; K — гравитационный потенциал Земли. По мере увеличения расстояния до центра масс Земли сила тяготения заметно убывает (рис. 5).

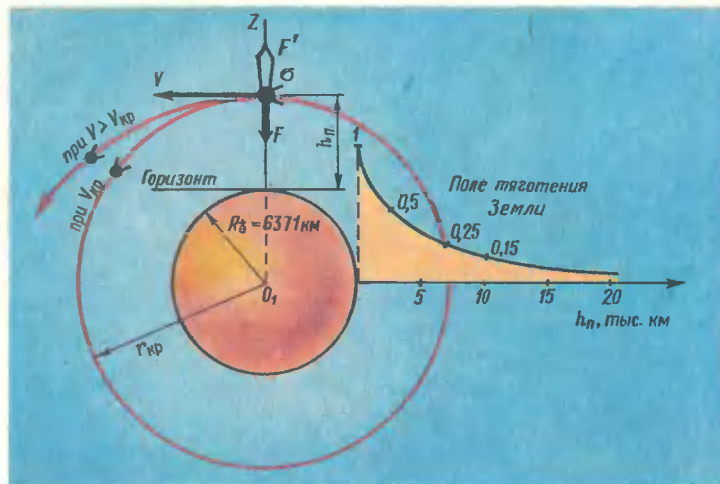


Рис. 5. Вывод ИСЗ на круговую и эллиптическую орбиты

При движении рассматриваемого тела по направлению перпендикулярно к направлению силы тяготения (иначе говоря, по направлению перпендикуляра к отвесной линии O_1Z или в плоскости математического горизонта точки σ) со скоростью V возникает инерционная центробежная сила $F' = mg_u$, где $g_u = V^2/r = n_o^2 r$ — центробежное ускорение; n_o — угловая скорость тела. При отклонении направления скорости V от плоскости горизонта траектория кругового движения тела пересечется с земной поверхностью.

Центробежная сила F' направлена перпендикулярно к направлению скорости V и при достаточной скорости она компенсирует силу тяготения F ; тело σ превратится в ИСЗ, движущийся по круговой орбите радиусом $r_{кр} = R_з + h_n$. Круговую скорость находят из условия

$$mKr^{-2} = mV_{кр}^2 r_{кр}^{-1},$$

откуда

$$V_{кр} = \sqrt{gr_{кр}} = \sqrt{K/(R_з + h_n)}. \quad (1.11)$$

Следовательно, круговая скорость запуска ИСЗ уменьшается по мере увеличения высоты полета h_n .

Для нулевого спутника $V_{кр} = 7,91 \text{ км/с} = 28\,500 \text{ км/ч}$; при высоте полета $h_n = 1000 \text{ км}$ $V_{кр} = 7,35 \text{ км/с} = 26\,460 \text{ км/ч}$.

Если скорость тела превысит это минимально необходимое значение, которое называют *первой космической скоростью*, ИСЗ будет двигаться по эллипсу (см. рис. 3 и 4). При скорости тела $11,2 \text{ км/с}$ ($40\,300 \text{ км/ч}$) оно перейдет на параболическую траекторию и уйдет из сферы земного притяжения. Такая скорость называется *второй космической* (скоростью освобождения).

Скорость движения ИСЗ по эллиптической орбите в общем виде записывают выражением

$$V_s^2 = K(2/r - 1/a). \quad (1.12)$$

На участке выведения ИСЗ доставляется ракетой-носителем в назначенную точку пространства σ , т. е. положение которой заранее обуславливается географическими координатами лежащей под ней точки на земной поверхности и высотой полета h_n . В ходе выведения ИСЗ получает необходимые скорость и направление (относительно горизонта и географического меридиана). Обычно программа вывода ИСЗ предусматривает окончание его в точке перигея орбиты.

Место ИСЗ на круговой орбите в какой-то заданный момент T_0 легко рассчитать по орбитальным элементам Ω , i , $r_{кр}$ и эпохе T_a : по радиусу орбиты $r_{кр}$ находят период обращения ИСЗ T_o , который позволяет вычислить угловую скорость (угловое движение) n_o , после чего рассчитывают аргумент широты ИСЗ:

$$u = n_o(T - T_a). \quad (1.13)$$

Величины Ω , i , n_o , T_a называют *эфемеридной информацией* для круговой орбиты.

Пример 1. 6 сентября 1989 г. в географическом пункте с координатами: широта $\phi = 40^\circ \text{N}$, долгота $\lambda = 50^\circ \text{E}$ планируются наблюдения за ИСЗ. Эфемеридная информация: долгота восходящего узла $\Omega = \alpha = 30^\circ$, наклонение орбиты $i = 65^\circ$, $T_0 = 3 \text{ ч}$ по зимнему московскому времени (номер часового пояса $N_с = 3$ восточный), период обращения $T_o = 100 \text{ мин}$. В какой точке круговой орбиты будет наблюдаться ИСЗ спустя 20 мин после прохождения восходящего узла?

Решение. 1. Находим угловое движение $n_o = 360/100 = 3,6^\circ/\text{мин}$. 2. Вычисляем аргумент широты ИСЗ: $u = 3,6 \times 20 = 72^\circ$. Положение ИСЗ показано на рис. 4.

после чего получают аргумент широты ИСЗ по известному аргументу перигея ω [см. формулу (1.9)]: $u = \omega + v$.

Величины Ω , i , a , e , ω , T_{II} являются эфемеридной информацией для эллиптической орбиты, необходимой для вычисления места ИСЗ на какой-то заданный момент времени.

Пример 2. Вычислить истинную аномалию и аргумент широты ИСЗ спустя 45 мин после прохождения им перигея. Эфемеридная информация: аргумент перигея $\omega = 270^\circ$, долгота восходящего узла $\Omega = \alpha^* = 300^\circ$, наклонение орбиты $i = 55^\circ$, большая полуось $a = 7600$ км, эксцентриситет $e = 0,7$, эпоха $T_{II} = 2$ ч (московское зимнее время).

Решение. Вычисляем:

1. Среднее движение $n_{cp} = \sqrt{Ka^{-3}} = 3,3^\circ/\text{мин}$ (размерность получена умножением вычисленного по формуле числа на 3438 для перехода от радианной меры угла к градусной).

2. Среднюю аномалию, рад,

$$M = \sqrt{398\,600^3 / 7600^3} \cdot 45 = 2,573.$$

3. Эксцентрическую аномалию расчетом приближений:

первое — $E_1 = 2,573 + 0,7 \sin 2,573 = 2,950$, $E_1 - M = 0,377$;

второе — $E_2 = 2,573 + 0,7 \sin 2,950 = 2,706$, $E_2 - E_1 = -0,244$;

третье — $E_3 = 2,573 + 0,7 \sin 2,706 = 2,868$, $E_3 - E_2 = 0,162$;

предпоследнее — $E_{13} = 2,573 + 0,7 \sin 2,803 = 2,806$, $E_{13} - E_{12} = 0,002$;

последнее — $E_{14} = 2,573 + 0,7 \sin 2,806 = 2,804$, $E_{14} - E_{13} = -0,0017$.

Если принять точность расчета эксцентрической аномалии до $0,0017$ рад $\approx 0,1^\circ$ достаточной, то на 14-м шаге итерационный процесс можно закончить. Такие вычисления на ПМК выполняются по программе 2.

Программа 2

3	Пх _а	Fx ^y	Пх ₄	:	F√	П _{II}	×	2	×
6	0	:	хП ₇	F ⁱ / _x	П _{II}	×	2	×	хП ₅
С/П	В↑	Пх ₅	×	хП ₈	хП _c	БП	56	Пх _b	1
+	1	Пх _b	—	:	F√	Пх _d	2	:	Ftg
×	Ftg ⁻¹	2	×	хП ₆	П _{II}	2	×	F ⁱ / _x	Пх ₃
×	×	хП ₈	С/П	Пх _d	хП ₈	Fsin	Пх _b	×	Пх _c
+	хП _d	Пх ₈	—	K4	0	0	0	×	1
7	—	Fx<0	54	БП	28	FABT	(76	шагов)	

Исходные данные и константы размещаются по регистрам памяти следующим образом:

360	хП ₃	a=7600	хП _а
398 600	хП ₄	e=0,7	хП _б

Счет начинают командой В/О С/П. режим счета — «радианы». После первого останова счета на табло имеют n_{cp} в рад/мин (в на-

шем примере индицируется 5,717 4176 — 02); по адресу Пх₇ находится период обращения ИСЗ в минутах времени (в нашем примере $T_0 = 109,9$ мин).

Набирают на табло интервал времени между эпохой прохождения ИСЗ через перигей и заданным моментом T , выраженный в минутах (в нашем примере $T - T_{II} = 45$ мин), и продолжают счет командой С/П. После останова счета на табло и по адресу Пх₈ находится истинная аномалия v в градусах и их долях. При необходимости промежуточные величины, рад, можно найти по адресам:

v	Пх ₆	E_n	Пх _d
M	Пх _c	n_{cp} рад/мин	Пх ₅

При условии $T - T_{II} = 0,5T_0$, $E_n = \pi$, и вычисление на ПМК функции $\text{tg } \pi/2$ некорректно: счет остановится и высветится сигнал ЕГГОГ (ИСЗ находится в апогее). При интервале $T - T_{II} > 0,5T_0$ индицируется отрицательное значение истинной аномалии, к которому для получения окончательного значения v надо прибавить 360° .

4. Истинную аномалию при ручном счете вычисляют по последнему полученному значению эксцентрической аномалии:

$$v = 2 \arctg(\text{tg} 1,402 \sqrt{1,7/0,3}) = 2,998 \text{ рад} \approx 171,8^\circ.$$

5. Аргумент широты ИСЗ $u = 270 + 171,8 = 441,8 - 360 = 81,8^\circ$.

Программой 2 можно пользоваться при расчетах движения ИСЗ по круговой орбите. При этом надо принять $a = r_{кр}$, $e = 0$ и отсчитывать время движения от эпохи прохождения восходящего узла.

ВОЗМУЩЕНИЯ В ДВИЖЕНИИ ИСЗ

Невозмущенное кеплеровское движение ИСЗ было бы реально наблюдаемым, если бы на него воздействовала только сила притяжения к центру масс Земли. Но на траектории движения ИСЗ сказываются возмущающие ее силы, обусловленные нецентральностью поля тяготения Земли, сопротивлением атмосферы, притяжением Солнца и Луны, давлением солнечного света и рядом других причин.

Закономерности возмущенного движения ИСЗ необходимо знать не только для точного расчета его места на орбите, но и для выбора условий запуска ИСЗ, наиболее выгодных для народнохозяйственного использования.

Влияние нецентральности поля тяготения Земли можно представить по рис. 7. Притяжение ИСЗ массами геоида, расположенными под плоскостью орбиты и

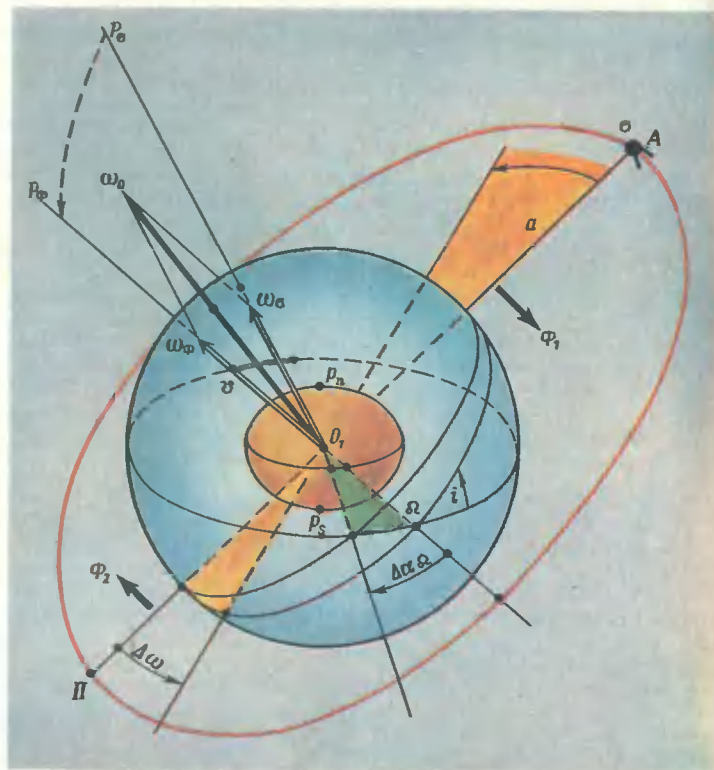


Рис. 7. Прецессия восходящего узла и перигея орбиты ИСЗ

ближе к ИСЗ, будет сильнее притяжения более удаленными массами геоида, расположенными над плоскостью орбиты. В результате возникает момент сил Φ_1 и Φ_2 , поворачивающий плоскость орбиты около линии узлов Ω . Скорость этого вращательного движения можно представить направленным отрезком прямой — вектором ω_ϕ , направленным по линии узлов так, чтобы с его конца видеть вращение против часовой стрелки.

В свою очередь, вращательное движение ИСЗ по орбите можно характеризовать вектором его угловой скорости ω_σ , направленным вдоль полярной оси орбиты P_0O_1 . В результате суммирования этих двух вращатель-

ных движений, представляющего сложение по правилу параллелограмма скоростей ω_ϕ и ω_σ в результирующую скорость ω_0 , возникает движение орбиты ИСЗ в пространстве, проявляющееся двояко.

Во-первых, при наклонении орбиты $i < 90^\circ$, согласно правилам механики, полюс вращательного движения по орбите r_σ будет перемещаться по направлению к полюсу действия сил r_ϕ , разворачивающих орбиту σP . В итоге плоскость орбиты начнет перемещаться вдоль экватора к западу и в ту же сторону будет перемещаться восходящий узел Ω . Такое явление называют *прецессией линии узлов* по аналогии с известными из курса астрономии предварением равноденствий (прецессией точки Весны под влиянием неравномерного притяжения масс Земли Солнцем и Луной).

Во-вторых, начнет перемещаться направление на перигей Π . При этом изменится ориентация орбитального эллипса в плоскости орбиты, но его форма и размеры останутся прежними.

Прецессия линии узлов характеризуется формулой

$$\Delta \alpha^\Omega = -0,0016236 (R_\oplus/a)^2 (1-e^2)^{-2} n_{cp} (T-T_{II}) \cos i, \quad (1.17)$$

определяющей изменение по этой причине долготы восходящего узла. Следует отметить, что прецессия линии узлов равна нулю при движении ИСЗ по полярной орбите ($i=90^\circ$), а при движении по обратной промежуточной орбите $\cos i$ получает отрицательное значение и направление движения узла сменяется на противоположное — он движется к востоку.

Учет прецессии линии узлов необходим, например, при запуске «созвездия» спутников для образования спутниковой навигационной системы, охватывающей всю поверхность Земли. Восходящие узлы орбит таких спутников в принципе должны быть равномерно распределены по экватору (рис.8) и их взаимное расположение (по прямому восхождению узлов) не должно изменяться во времени.

При первых запусках спутников системы «Транзит» (США) стремились максимально приблизить их орбиты к полярным, но получить идеальные значения $i=90^\circ$ не удалось (табл. 4). Малые по значению, однако разносторонне направленные и систематические прецес-

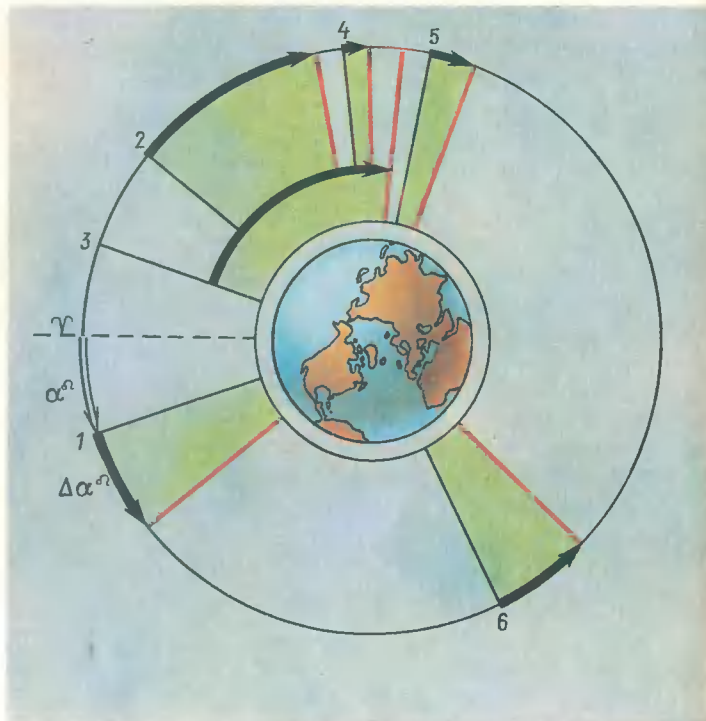


Рис. 8. Прецессионное смещение полярных орбит ИСЗ системы «Транзит» (США) за три года и их положение к середине февраля 1978 г.

Таблица 4

Номер ИСЗ	Код	Наклонение $i, ^\circ$	Большая полуось a , км	Эксцентриситет e	Прецессия за год, $^\circ$
1	30 120	90,2	7440,9	0,002	7,5
2	30 130	89,6	7463,3	0,003	-14,6
3	30 140	89,2	7453,7	0,006	-28,4
4	30 180	89,99	7461,9	0,007	-1,8
5	30 190	90,06	7464,3	0,018	3,2
6	30 200	90,15	7398,8	0,018	6,6

сионные смещения узлов существенно исказили расположение орбит, в результате чего нарушилась регулярность прохождений ИСЗ над тем или иным районом Земли, возникли взаимные помехи у спутников, одновременно появляющихся в районе наблюдений.

В отечественной СНС «Цикада» спутники типа «Космос-1000» запускаются на орбиты с одним и тем же наклонением $i=83^\circ$. Прецессия узлов этих орбит идет в одном направлении со скоростью около $0,7^\circ/\text{сут}$, взаимное расположение орбит сохраняется.

Прецессия точки перигея P характеризуется формулой

$$\Delta\omega = -0,0008118 (R_{\text{З}}/a)^2 (1-e^2)^{-2} (5\cos^2 i - 1) n_{\text{сп}} (T - T_{\text{П}}), \quad (1.18)$$

определяющей изменение по этой причине аргумента широты перигея.

Расчеты показывают, что при $i=63,5^\circ$ прецессия перигея равна нулю, а при $i > 63,5^\circ$ направление прецессии перигея совпадает с направлением движения ИСЗ по орбите. Эти закономерности учитываются, например, при запусках спутников связи типа «Молния» на высокие эллиптические орбиты, когда выгодно иметь точку перигея стабильно расположенной над южным полушарием Земли.

Если требуется запустить ИСЗ так, чтобы размещенная на нем аппаратура осматривала земную поверхность в условиях солнечной освещенности, выгодно иметь прецессию восходящего узла равной (в среднем) суточному изменению прямого восхождения Солнца $\Delta\alpha^\odot = 0,98^\circ$. При этом условии плоскость орбиты ИСЗ будет следить за видимым местом Солнца, не удаляясь от него на существенное расстояние. Например, спутник погоды «Метеор», запущенный 25 января 1979 г. на орбиту с наклонением $i=98^\circ$ при значении большой полуоси $a^\odot = 7013$ км, имеет скорость прецессии узла около $\Delta\alpha^\odot = 0,99^\circ/\text{сут}$ в сторону движения Солнца. Поэтому он пролетает над каждым районом Земли в одно и то же время суток. Спутники такого типа называют *солнечно-синхронными*.

Чем ближе орбита к круговой и чем больше высота полета ИСЗ, тем меньше влияние прецессии узлов и перигея.

Сопротивление атмосферы Земли полету ИСЗ ощущается до высоты около 1500 км. При низких высотах перигея после входа в атмосферу ИСЗ подвергается воздействию тормозящего импульса, уменьшающего скорость его движения по орбите. Согласно *уравнению движения ИСЗ по эллиптической орбите* [см. уравнение (1.12)], следствием снижения скорости V_z (в левой его части) будет уменьшение расстояния до центра масс Земли за счет уменьшения большой полуоси a . В итоге спутник перейдет на новую эллиптическую орбиту: положение ее перигея не изменится, но изменятся размеры и форма орбиты. Орбита уменьшается в размерах и приближается к круговой.

Для удержания ИСЗ на заданной орбите надо регулярно корректировать скорость его движения ускоряющими импульсами. В противном случае высота полета ИСЗ будет все быстрее и быстрее убывать, сопротивление атмосферы все более возрастать, и на высотах 100—120 км спутник прекратит существование.

Время существования ИСЗ отсчитывается от момента вывода на орбиту до входа в плотные слои атмосферы, вызывающие его разрушение; критической высотой принимают $h_p=120$ км ($T_0=86,7$ мин). Приблизженно это время оценивается по формуле

$$T_{\text{сущ}} = 0,75eT_0\Delta T_0^{-1}, \quad (1.19)$$

где ΔT_0 — изменение периода обращения ИСЗ за сутки, определяемое из наблюдений за его движением.

Другие причины возмущения движения ИСЗ влияют существенно меньше. В итоге можно заключить, что траектория движения ИСЗ хотя и медленно, но непрерывно изменяется. Если положить ее неизменной в ходе одного витка ИСЗ, то весь процесс движения ИСЗ можно представить в виде перемещения его по многим последовательно соприкасающимся (оскулирующим) орбитам. Иначе говоря, малому участку реальной орбиты ИСЗ всегда можно подобрать соприкасающийся участок условной невозмущенной орбиты, характеризующейся *оскулирующими элементами*. Такой подход к математическому описанию движения ИСЗ применяют при расчетах эфемерид — координат ИСЗ в моменты наблюдений, выполняющихся на основе эфемеридной информации, получаемой от КИЖ системы.

Таблица 5

№ п/п	Название ИСЗ	Назначение	Дата запуска	Наклонение $i,^\circ$	Высота полета, км	
					Перигей	Апогей
1	«Первый» (СССР)	Начало космической эры	04.10.57	65,1	228	947
2	«Восток»	Первый полет человека	12.04.61	65	181	327
3	«Космос-1»	Исследования космоса	16.03.62	49	217	980
4	«Молния-1»	Связь	23.04.65	65	548	39 957
5	«Метеор»	Погода	26.03.69	81,2	644	713
6	«Радуга»	Телевидение, связь	19.07.78	0,5	—	36 590
7	«Космос-1000»	Навигация	31.03.78	83	978	1 024
8	«Экран»	Телевидение	21.02.79	0,4	—	35 780
9	«Метеор-2»	Погода	01.03.79	81,2	857	908
10	«Горизонт»	Связь, телевидение	06.07.79	0,8	—	36 550
11	«Космос-1383»	КОСПАС	30.06.82	83	1004	1 041
12	«Космос-1413, -1415»	Навигация	12.10.82	64,8	—	19 100
13	«Космос-1500»	Океанология	28.10.83	82,6	649	679

Используя приведенные сведения о запусках советских ИСЗ народнохозяйственного назначения (табл. 5) и рассмотренные закономерности движения ИСЗ, попробуйте дать характеристику движения ИСЗ. Чему равны большая полуось орбиты; ее сжатие, оцениваемое эксцентриситетом; фокусное расстояние; фокальный параметр; период обращения ИСЗ; среднее угловое движение?

Ответы на эти вопросы Вы найдете в табл. П-1 (см. приложение к гл. 1), но не спешите туда заглядывать. Ответить на них самостоятельно — вполне в Ваших силах.

Задача 1. При помощи ПМК определите, в какой точке орбиты находится ИСЗ 3 ноября 1990 г. в момент $T_0=20$ ч 40 мин (по зимнему московскому времени), если он прошел перигей в момент

$T_{\Pi}=20$ ч 00 мин? Какую долготу будет иметь восходящий узел, если в момент $T_c=20$ ч 00 мин его географическая долгота была $\lambda^g=20,8^\circ W$?

Эфемеридная информация: $\alpha^g=276,9^\circ$, $\omega=240^\circ$, $i=81,2^\circ$, $h_{\Pi}=857$ км, $h_A=908$ км.

Каково будет смещение восходящего узла и перигея после истечения 30 сут полета?

Убедитесь, что Вы хорошо усвоили системы счета координат ИСЗ. Для этого постройте чертеж вспомогательной небесной сферы, затем (приняв правый меридиан сферы за Гринвичский) нанесите видимое место ИСЗ по эфемеридной информации:

$$l_{гр}^* = 150^\circ W, \quad \Omega = \alpha^g = 70^\circ, \quad \alpha^* = 105^\circ, \\ \delta^* = 30^\circ N, \quad i = 35^\circ, \quad T_a = 12 \text{ ч } 30 \text{ мин.}$$

Нанесите видимое место ИСЗ на момент $T_c=12$ ч 42 мин, если $h_{\Pi}=1000$ км. При решении воспользуйтесь школьным стереошаблоном Д-3 и основными понятиями морской астронавигации (см. с. 200). Сравните Ваш чертеж и картину движения ИСЗ, показанную на рис. 12.

Полученные навыки пригодятся Вам для оценки условий наблюдений ИСЗ с земной поверхности.

2.

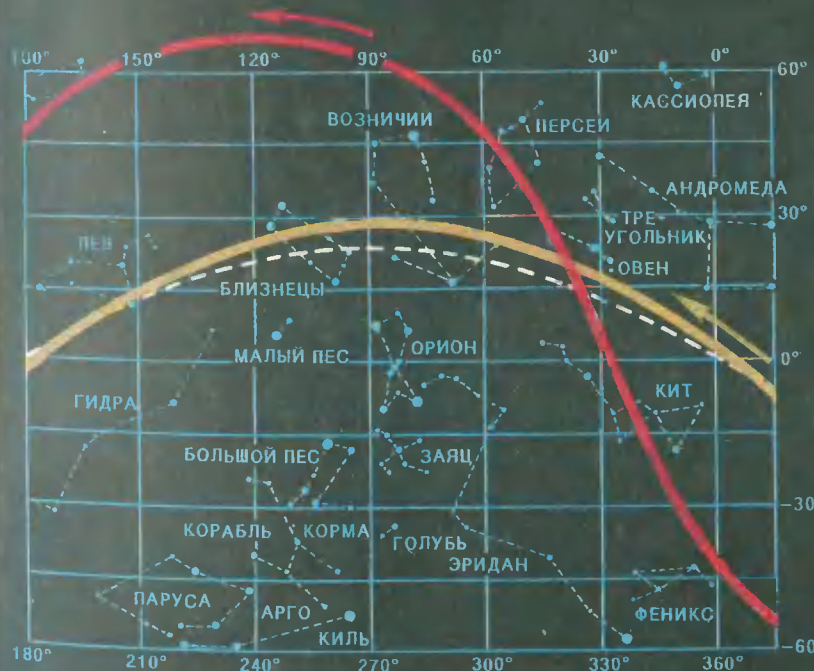
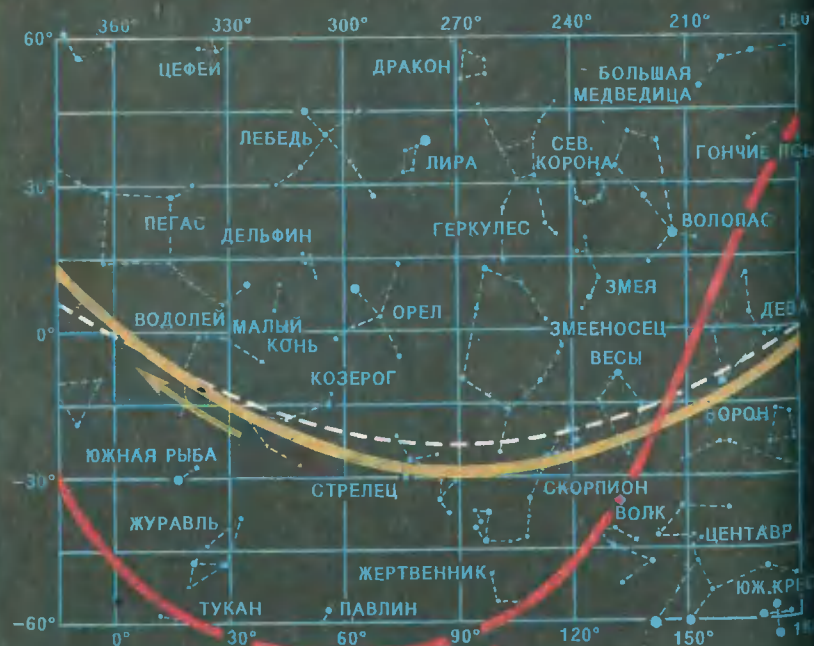
КАК НАБЛЮДАЮТ ИСЗ? КАК ВИДНА ЗЕМЛЯ С ИСЗ?

СПУТНИК В ЗВЕЗДНОМ НЕБЕ

Понаблюдайте в ясную лунную ночь за звездным небом в течение часа. Отражая реальное вращение Земли, звездное небо вращается в противоположном направлении (с востока на запад) со скоростью 1° за 4 мин, или $15^\circ/\text{ч}$. Ориентируясь по карте звездного неба (рис. 9) и наблюдая расположение близких к горизонту созвездий относительно земных предметов, Вы обязательно заметите это видимое суточное движение светил. Обратите внимание на движение Луны: Вы заметите, что, участвуя в видимом суточном движении наравне со звездами, она вместе с тем перемещается на фоне звездного неба. Это перемещение происходит со скоростью около $0,5^\circ/\text{ч}$; видимый диаметр диска полной Луны равен примерно $0,5^\circ$, именно на столько передвинется к востоку видимое место Луны спустя час времени.

Рассмотренное Вами собственное движение Луны является следствием ее обращения вокруг Земли по эллиптической орбите (см. рис. 3) с малым эксцентриситетом $e=0,06$ на расстоянии от 356 410 до 406 740 км. Наклонение лунной орбиты изменяется от $18,3^\circ$ до $28,6^\circ$, период обращения Луны $T_{\text{л}}=39343$ мин ≈ 655 ч 43 мин ≈ 27 сут 7,7 ч. Среднее угловое движение Луны $n_{\text{л}}=13,2^\circ/\text{сут}$.

Рис. 9. Видимая орбита Луны (ноябрь—декабрь 1988 г.) и первого ИСЗ СССР (октябрь 1957 г.) на карте звездного неба



Программа 3

B↑	Пх5	×	хП8	хПс	БП	35	Пхв	1	+
OE	65	12	48	4C	51	35	6L	01	10
1	Пхв	—	:	F√	Пхd	2	:	Ftg	×
01	6L	11	13	21	6Г	02	13	1E	12
Ftg ⁻¹	2	×	хП6	Fπ	2	×	F ¹ / _x	Пх3	×
1L	02	12	46	20	02	12	23	63	12
×	хП8	С/П	Пхd	хП8	Fsin	Пхв	×	Пхс	+
12	48	50	6Г	48	1C	6L	12	6C	10
хПd	Пх8	—	K4	0	0	0	0	1	7
4Г	68	11	31	00	0—	00	00	01	07
—	Fx<0	33	БП	07	Fx<0	59	Пх3	+	Пх9
11	5C	33	51	07	5C	59	63	10	69
+	хП0	Fsin	Пх1	Fsin	×	Fsin ⁻¹	хП6	Fcos	Пх0
10	40	1C	61	1C	12	19	46	1Г	60
Fcos	↔	:	Fcos ⁻¹	хПс	Пх0	Fsin	Fx<0	82	Пхс
1Г	14	13	1—	4C	60	1C	5C	82	6C
/—/	хПс	Пх1	Fcos	Fx<0	89	Пхс	/—/	хПс	Пхс
0L	4C	61	1Г	5C	89	6C	0L	4C	6C
Пх2	+	хПd	Fx<0	98	Пх3	Г	хПd	С/П	
62	10	4Г	5C	98	63	10	4Г	50	

(99 шагов) F АВТ

Примечание. Если Ваш ПМК позволяет ввести только 98 шагов программы, то на 94-м шаге (подчеркнут) введите команду С/П. В этом случае по окончании расчета α° на табло может высветиться отрицательная величина; операциями на пульте к ней следует прибавить 360°. Это же правило применяется при записи программы 3 в ППЗУ «Электроника МК-52». Под каждой из команд программы 3 записан ее код, он облегчает проверку правильности ввода программы.

Вводим первый интервал на табло ПМК. Включаем режим «радианы» и даем команду В/О С/П. После останова счета на табло и по адресу Пх8 находим истин-

ную аномалию v или же отрицательную величину v —360°, показывающую, что ИСЗ прошел апогей. Если необходимо, то в последнем случае для получения v операциями на пульте прибавляют 360°. На дальнейшем ходе решения знак высвеченной величины $\pm v$ не сказывается, поэтому счет может быть непосредственно продолжен. Для этого необходимо включить режим «градусы» и дать команду БП 55 С/П.

По окончании счета на табло и по адресу Пхd находится прямое восхождение ИСЗ α° , а по адресу Пх6 — его склонение δ° . Аргумент широты ИСЗ u находится по адресу Пх0. величина $\pm \Delta \alpha^\circ$ — по адресу Пхс (при этом $+\Delta \alpha^\circ$ отвечает движению ИСЗ по прямой орбите, когда $i < 90^\circ$; значению $-\Delta \alpha^\circ$ соответствует движение ИСЗ при $i > 90^\circ$).

Для вычисления координат ИСЗ на начало следующего интервала времени движения на табло ПМК набирают соответствующий момент, включают режим «радианы» и дают команду В/О С/П. После останова включают режим «градусы» и дают команду БП 55 С/П.

Получаемые результаты заносят в таблицу, а затем изображают видимую орбиту ИСЗ на карте звездного неба. Ее расположение среди созвездий сохраняется в зависимости от постоянства прямого восхождения узла α° и наклона орбиты i .

Пример 3. Показать на карте звездного неба путь первого советского ИСЗ, пройденный на одном из витков движения по орбите. Эфемеридная информация дана в табл. 5 и табл. П-1 приложения к гл. 1; дополнительно принять аргумент перигея $\omega = 60^\circ$ и долготу узла $\alpha^\circ = 30^\circ$.

Решение. 1-й этап дает $a = 6958$ км; $e = 0,05$; $T_0 = 96,26901$ мин; $n_{cp} = 6,526695 \cdot 10^{-2}$ рад/мин; 2-й этап — координаты ИСЗ (табл. 6).

Видимая орбита первого советского ИСЗ показана на рис. 9 красным цветом. На экваториальном участке карты составленном в цилиндрической равнопромежуточной проекции, расчетные точки видимой орбиты наносили по δ° и α° ; затем соединили их плавной кривой по лекалу. На северной и южной полярных картах, составленных в азимутальной равнопромежуточной проекции, расчетные точки наносили по δ° и звездному углу $\tau^*_{\alpha} = 360^\circ - \alpha^\circ$, если $\pm \delta^\circ > 30^\circ$.

Обратите внимание на то, что Луна в собственном движении проходит видимую орбиту за 27 сут 7 ч 43 мин, видимое место Солнца совершает путь по эклиптике (пунктирная линия для $i = 23,5^\circ$) за 365,24 сут,

Таблица 6

№ п/п	$T - T_{II}$ мин	$v, ^\circ$	$\delta^\circ, ^\circ$	$\alpha^\circ, ^\circ$	$\tau_0 = 360^\circ - \alpha^\circ, ^\circ$
1	0	0	+51,8	66,1	293,9
2	5	20,6	+63,5	98,5	261,5
3	10	41,0	+62,9	144,8	215,1
4	15	61,0	+51,0	175,0	185,0
5	20	80,4	+35,3	190,8	169,2
6	25	99,2	+18,8	200,9	—
7	30	117,4	+2,4	208,9	—
8	35	135,0	-13,6	216,4	—
9	40	152,3	-29,0	224,9	135,1
10	45	169,4	-43,5	236,2	123,8
11	50	186,3	-56,2	253,8	106,2
12	55	203,3	-64,3	284,4	75,6
13	60	220,5	-63,1	323,8	36,2
14	65	238,1	-53,1	351,7	8,3
15	70	256,2	-38,9	8,0	352,0
16	75	274,8	-22,7	18,8	341,2
17	80	294,0	-5,4	27,5	—
18	85	313,8	+12,5	35,9	—
19	90	334,1	+30,6	45,9	314,1
20	96,2	360,0	+51,8	66,1	293,9

а первый ИСЗ совершал виток за 96,2 мин. Следовательно, собственное движение ИСЗ, летящих на низких орбитах, совершается во много раз быстрее видимого суточного вращения звездного неба. Если в видимом суточном движении светил преобладает влияние вращения Земли вокруг своей оси, то в видимом движении ИСЗ преобладает влияние его собственного движения.

Чтобы сориентировать карту звездного неба по времени и месту наблюдений, надо рассчитать по программе 1 местный часовой угол точки Овна (его называют также звездным временем)

$$t_m^T = t_{gr}^T \pm \lambda_m \quad (2.5)$$

где λ_m — географическая долгота места наблюдений: восточные долготы прибавляют, западные — вычитают.

В заданный момент наблюдений T_c по принятому в месте наблюдений стандартному счету времени (зимнему или летнему) с географическим меридианом места наблюдений будет совпадать тот меридиан карты звездного неба, оцифровка которого по прямому восхо-

ждению равна вычисленной величине t_m^T . Спустя час картина звездного неба сместится к западу на 15° .

Направление на северную часть меридиана места наблюдений нетрудно установить по компасу или по направлению на Полярную звезду (α Малой Медведицы), положение которой видно на северной полярной карте. Повернитесь спиной к северу и, находясь в северном полушарии Земли, расположите карту нижней стороной над южной частью горизонта. Затем поместите над точкой юга тот меридиан карты, который соответствует вычисленному t_m^T . Теперь над Вашей головой находится то созвездие, звезды которого имеют склонение, близкое к географической широте места наблюдений. Например, если Вы вычислили на момент наблюдений $t_m^T = 310^\circ$ и наблюдения выполняются в Севастополе (широта места $\varphi_m = 45^\circ N$), то над головой располагается яркая звезда Денеб (α Лебедя).

Если выбранное время наблюдений совпало со временем прохождения ИСЗ по расположенному в поле Вашего зрения участку видимой орбиты, то Вы увидите ИСЗ на фоне созвездий (при условии, что яркость освещаемого Солнцем ИСЗ делает его доступным для визуального наблюдения).

Пример 4. ИСЗ движется по видимой орбите, показанной на рис. 9, при наклонении $i = 65,1^\circ$. Прямое восхождение восходящего узла $\alpha^* = 30^\circ$, эпоха $T_{\alpha^*} = 06$ ч 00 мин по летнему времени ($N_c = 5$ восточный). В каком созвездии будет наблюдаться прохождение этого ИСЗ, если наблюдатель находится в г. Баку (широта $\varphi_m = 40^\circ N$, долгота $\lambda_m = 48,5^\circ E$)?

Дата: 6 сентября 1989 г.

Решение.

1. Расчет Всемирного времени наблюдений:

Местная дата 06.09.89 г. $T_c = 6$ ч 00 мин

$N_c = 5$

Гринвичская дата 06.09.89. Всемирное время $T_{gr} = 1$ ч 00 мин

2. Расчет звездного времени:

Из табл. 2 $N_s = 260,36359^\circ$

Из табл. 3 $\tau_n = 243; \tau_0 = 243 + 6 = 249$

Вычисления на ПМК по программе 1 дали: $t_{gr}^T = 0,1^\circ$

Долгота места наблюдений $\lambda_m = 48,5^\circ$

Звездное время $t_m^T = 48,6^\circ$

3. Интервал времени от момента прохождения ИСЗ через восходящий узел до пересечения меридиана, соответствующего $t_m^T = 48,6^\circ$, составляет 10—15 мин (см. рис. 9). ИСЗ пройдет около 06 ч 10 мин — 06 ч 15 мин в районе созвездия Персей, расположенного вблизи зенита наблюдателя.

Задача 2. Летчики-космонавты СССР В. А. Шаталов (космический корабль «Союз-4»), Б. В. Волынов, А. С. Елисеев, Е. В. Хрунов (космический корабль «Союз-5») с 14 по 18 января 1969 г. осуществили групповой полет и первую в мире стыковку двух пилотируемых кораблей; А. С. Елисеев и Е. В. Хрунов при переходе в «Союз-4» находились в открытом космосе вне корабля 37 мин. Эфемеридная информация о движении космического корабля «Союз-5» следующая: $i=51,7^\circ$, $h_{II}=200$ км, $h_A=230$ км, $e=0,003$, $\omega=0$, $T_0=88,7$ мин. Рассчитайте координаты нескольких текущих точек видимой орбиты корабля «Союз-5», приняв долготу восходящего узла равной $\alpha^*=70^\circ$. Проследите, в каких созвездиях проходил путь корабля.

Сравните ваши результаты с ответом, помещенным в приложение (см. рис. П-1 и табл. П-2).

ЗЕМЛЯ В ИЛЛЮМИНАТОРЕ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

12 апреля 1961 г. Герой Советского Союза летчик-космонавт СССР Ю. А. Гагарин, увидевший первым нашу планету из космоса, восхищенно воскликнул: «Красота-то какая!».

Что же видно с борта космического корабля? Общую панораму Земли можно видеть на фотографии (см. рис. 1), снятой с расстояния около 70 тыс. км. С низких орбит Земля видна во всех деталях. Предоставим слово тому, кто видел ее, — Герою Советского Союза летчику-космонавту СССР Е. В. Хрунову:

«При наблюдении водной поверхности из космоса легко заметить, что цвет воды в различных местах океанов различный: то свинцово-серый (в Тихом океане, в районе Камчатки и Курильских островов), то светло-голубой (в Индийском океане и южной части Атлантики), то желтовато-зеленоватый (в Саргассовом море), то желто-коричневатый с красноватым оттенком (в Красном море). Различные оттенки характеризуют содержание микроорганизмов и температуру воды, а это, в свою очередь, говорит о наличии здесь той или иной породы рыб. Хорошо просматривается волнение поверхности океана — в виде застывшего водного гофра. Но что это такое? На ровном привычном гофре океана замечаются геометрически правильные белые штрихи — один, другой... Они как будто нанесены одним мазком кисти. Сначала — словно краски на кисти было много — штрихи сочные, белые, затем они начинают

тускнеть и теряются в просторе океана. Догадываешься, что это идут корабли...

И вот под нами заснеженная равнина европейской части СССР. Хорошо видны на снежном фоне черносереые пятна городов, паутина дорог. Будто рассматриваешь нечеткий рисунок плана города и его предместий. В тени Земли города хорошо обнаруживаются по линиям освещенных улиц, неоновому свету реклам. Облачность над ночным городом кажется оранжево-красным светящимся пятном»¹.

Участок земной поверхности, доступный наблюдениям с ИСЗ, зависит от высоты полета (рис. 11). Представим себе, что в данный момент ИСЗ проходит над головой наблюдателя, находящегося в пункте M , на высоте полета h_{II} ; с ИСЗ может наблюдаться участок Земли, ограниченный линией $ГГ$ видимого горизонта. Угол обзора Земли с ИСЗ γ можно вычислить, решив прямоугольный треугольник σGO_1 при известном радиусе земного шара R_\oplus и радиусе-векторе ИСЗ $r_\sigma = R_\oplus + h_{II}$:

$$\gamma = 2 \arcsin \frac{R_\oplus}{R_\oplus + h_{II}}. \quad (2.6)$$

Центром зоны обзора является подспутниковая точка M , которую будем называть *географическим местом спутника* (ГМС). Радиусом зоны обзора является дуга $z_0 = \angle GM$, измеряющая угол при центре земного шара O_1 . Принимая во внимание, что $z_0 + \gamma/2 + 90^\circ = 180^\circ$, получаем

$$z_0 = 90^\circ - \gamma/2. \quad (2.7)$$

Пример 5. Рассчитайте радиус зоны обзора при наблюдениях с борта космического корабля «Союз-5» в перигее и апогее, приняв радиус Земли равным $R_\oplus = 6366,7$ км.

Решение. Перигей $\gamma = 2 \arcsin (6366,7/6566,7) = 2 \times 75,8 = 151,6^\circ$; $z_0 = 14,2^\circ$ или $z_0 = 111,12$ $z_0' = 1575$ км. Апогей $\gamma = 2 \times 74,8 = 149,6^\circ$; $z_0 = 15,2^\circ$ или $z_0 = 111,12 \times z_0' = 1686$ км.

Посмотрите на географическом глобусе размеры зоны обзора при радиусе $z_0 = 14 \div 15^\circ$. Вы убедитесь, что даже при высоте полета около 200 км, близкой к минимально возможной для ИСЗ, зона обзора впечатляюще

¹ Хрунов Е. В. Покорение невесомости. Записки космонавта. М.: Воениздат. 1976. С. 81—82.

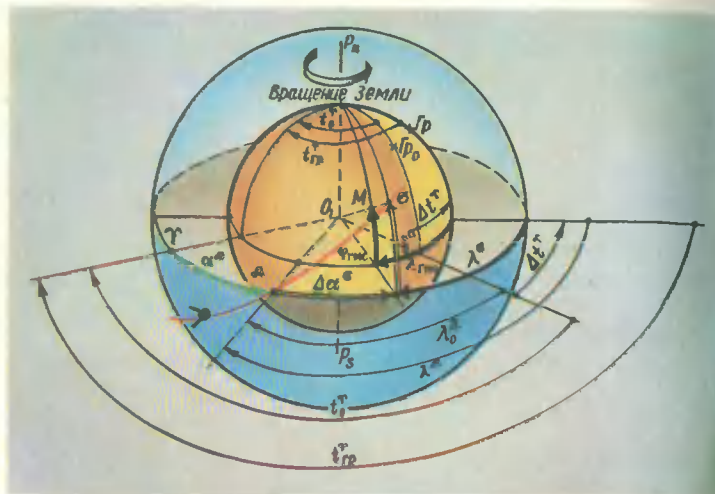


Рис. 12. Определение координат ГМС

Для построения трассы на каком-либо витке ИСЗ необходимы формулы, позволяющие вычислять координаты ГМС на любой заданный момент. Формула для расчета широты ГМС $\varphi_{\text{ГМС}}$ — первая в системе формул (2.8) — нам уже известна; она реализована в программе 3. Остается выяснить, как получается долгота ГМС по второй формуле системы (2.8).

Обратимся к рис. 12, где на эпоху прохождения ИСЗ через восходящий узел показаны:

прямое восхождение ГМС, равное прямому восхождению узла ($\alpha_0^{\text{Г}} = \alpha^{\text{Г}}$), а также долгота ГМС, равная в этот момент географической долготе узла ($\lambda_{\text{ГМС}} = \lambda_0^{\text{Г}}$);

начальный гринвичский часовой угол точки Овна $t_0^{\text{Г}}$, указывающий положение начала отсчета прямых восхождений относительно Гринвичского меридиана $P_n \Gamma p_0 P_s$.

Через интервал времени $T - T_{\text{н}}$, вследствие вращения Земли, Гринвичский меридиан придет в положение $P_n \Gamma p P_s$.

Теперь положение восходящего узла, принимая положительным направление счета часового угла $t_{\text{ГР}}$

и западной долготы, можно определить по выражению

$$\lambda^{\text{Г}} = \lambda_0^{\text{Г}} + \Delta t^{\text{Г}}.$$

Но, согласно рис. 12, $\lambda_0^{\text{Г}} = t_0^{\text{Г}} - \alpha^{\text{Г}}$, поэтому

$$\lambda^{\text{Г}} = t_0^{\text{Г}} - \alpha^{\text{Г}} + \Delta t^{\text{Г}} = t_{\text{ГР}} - \alpha^{\text{Г}},$$

или, при переходе к положительному счету восточной долготы,

$$\lambda^{\text{Г}} = \alpha^{\text{Г}} - t_{\text{ГР}}$$

Теперь вторая формула (2.8) получает вид

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{\text{ГМС}} &= \alpha^{\text{Г}} - t_{\text{ГР}} + \Delta \alpha^{\text{Г}}; \\ \lambda_{\text{ГМС}} &= \alpha^{\text{Г}} - t_{\text{ГР}}, \end{aligned} \right\} \quad (2.9)$$

или

$$\lambda_{\text{ГМС}} = \lambda_0^{\text{Г}} - \Delta t^{\text{Г}} + \Delta \alpha^{\text{Г}}. \quad (2.10)$$

Значение $t_{\text{ГР}}$ вычисляют по программе 1, а $\alpha^{\text{Г}}$ — по программе 3 (совместно с широтой $\varphi_{\text{ГМС}} = \delta^{\text{Г}}$).

Для построения трассы на карте остается наметить моменты времени T , на которые будут рассчитываться координаты ГМС; затем вычислить интервалы времени от эпохи перигея или восходящего узла и координаты ГМС; далее нанести ГМС на карту и, соединив по лекалу все ГМС плавной кривой, построить трассу ИСЗ на данном витке.

Если прецессия восходящего узла значительна, то с учетом формул (1.17) и (2.9) получим

$$\lambda_{\text{ГМС}} = \alpha^{\text{Г}} + \Delta \alpha^{\text{Г}} + \Delta \alpha^{\text{Г}} - t_{\text{ГР}} \quad (2.11)$$

В формуле (2.10) для расчета $\Delta t^{\text{Г}}$ можно воспользоваться третьим слагаемым из формулы (1.6) и, выражая интервалы времени $T - T_{\text{н}}$ или $T - T_{\text{п}}$ в минутах, записать, например,

$$\Delta t^{\text{Г}} = 0,25068 (T - T_{\text{н}}). \quad (2.12)$$

Одновременно с движением ИСЗ по орбите происходит смещение ее восходящего узла по экватору Земли. Смещение за один период обращения называется *витковым смещением узла*, которое вычисляется по формуле, град,

$$\Delta \lambda^{\text{Г}} = \omega_{\text{З}} T_{\text{п}} = 0,2508 T_{\text{п}}^{\text{мин}}. \quad (2.13)$$

и может незначительно колебаться за счет нецентральности поля тяготения Земли.

Число витков ИСЗ в течение суток получим по формуле

$$N_{\sigma} = 24 \cdot 60 / T_{\sigma}^{\text{мин}} \quad (2.14)$$

Пример 6. Космический корабль «Союз-5» 16 мая 1969 г. прошел восходящий узел в момент $T_{\sigma} = 09ч 30мин$ по зимнему московскому времени ($N_{\sigma} = 3$ восточный). В этот момент долгота восходящего узла была $\lambda^{\sigma} = 98,7^{\circ}$ Е, положение точки Овна определялось ее гринвичским часовым углом $t_0^{\sigma} = 331,3^{\circ}$. Построить орбитальную карту, отображающую движение космического корабля над земной поверхностью на данном витке, определить смещение восходящего узла к началу следующего витка (влиянием прецессии узла пренебречь).

Решение. Воспользуемся результатами Вашего самостоятельного решения задачи 2 как исходными (см. табл. П-2). Широты подспутниковых точек, намеченных через каждые 5 мин движения корабля, начиная от эпохи T_0 , даны в табл. П-2. Остается по формуле (2.12) на эти же моменты вычислить приращение часового угла точки Овна и, прибавая его к исходной величине $t_0^{\sigma} = 331,3^{\circ}$, получить значения t_{σ}^{σ} в намеченное время. Далее по формуле (2.9) вычисляют долготы подспутниковых точек $\lambda_{\text{ГМС}}^{\sigma} = \alpha^{\sigma} - t_{\sigma}^{\sigma}$.

В тех случаях, когда на табло ГМК в результате высвечивается отрицательная величина $-t_{\sigma}^{\sigma} > 180^{\circ}$, к ней надо прибавить 360° .

Окончательные значения координат точек трассы космического корабля «Союз-5» на данном витке даны в табл. 7, а сама трасса изображена зеленым цветом на рис. 13 с указанием интервала времени от момента прохождения восходящего узла.

«Стартовав» в точке восходящего узла над островом Суматра и двигаясь по орбите с космической скоростью около 467 км/мин, космонавты могли осмотреть Японское море и Дальний Восток через 10—15 мин, западное побережье Северной Америки — через 30—40 мин, Южную Америку — через 55 мин и на 89-й минуте вновь подойти к экватору в Индийском океане. Но следующий виток трассы начинается уже на долготе $\lambda^{\sigma} = 76,5^{\circ}$ Е; восходящий узел располагается на $22,2^{\circ}$ западнее, как это и следует из формулы (2.13): $\Delta\lambda^{\sigma} = 0,2508 \cdot 88,8 \text{ мин} \approx 22,2^{\circ}$. Причиной этому (см. рис. 12) является вращение Земли в ту же сторону, что и движение космического корабля на прямой орбите, но с существенно меньшей скоростью.

Линейная скорость точки экватора Земли равна 1667 км/ч, в любой другой широте она в $\cos \varphi$ раз меньше. В результате относительное движение ИСЗ над Землей совершается по иной траектории, чем его движение по звездному небу.

Таблица 7

№ п/п	$T - T_0$ мин	$\varphi_{\text{ГМС}}^{\circ}$	$\lambda_{\text{ГМС}}^{\circ}$	№ п/п	$T - T_0$ мин	$\varphi_{\text{ГМС}}^{\circ}$	$\lambda_{\text{ГМС}}^{\circ}$
1	0	0	98,7	11	50	-17,8	-79,1
2	5	15,9	110,5	12	55	-32,4	-65,0
8	10	30,9	124,4	13	60	-44,5	-45,3
4	15	43,5	143,3	14	65	-51,2	-17,8
5	20	50,9	170,2	15	70	-49,6	+13,0
6	25	50,2	-158,9	16	75	-40,4	32,6
7	30	41,6	-133,4	17	80	-29,6	55,0
8	35	28,6	-115,7	18	85	-11,7	68,0
9	40	13,6	-102,3	19	88,7	0	76,5
10	45	-2,1	-90,9				

При условии постоянства наклона орбиты i и периода обращения T_0 форма трассы сохраняется. Например, следующий виток трассы космического корабля «Союз-5» можно было бы построить простым смещением всего предыдущего витка к западу на величину $\Delta\lambda^{\sigma}$.

В примере 5 был вычислен радиус зоны обзора с борта космического корабля «Союз-5», равный в среднем 1600 км ($14,5^{\circ}$). Полоса обзора охватывает территорию, выделенную на рис. 13 зеленым цветом; ее несимметричный вид (относительно трассы) вызван свойствами проекции Земли на плоскость, применяющейся при построении морских и географических карт. Морская карта удобна лишь тем, что перемещение корабля или судна, идущего постоянным курсом, изображается на ней прямой линией. Но геометрические фигуры растягиваются на ней тем значительно, чем дальше они удалены от экватора.

До сих пор мы говорили о наблюдениях поверхности Земли с борта ИСЗ, что имеет значение при народнохозяйственных исследованиях, проводимых экипажами космических кораблей и орбитальных станций, а также при работе океанографических и гидрометеорологических космических аппаратов. Во многих других практических задачах требуется выяснить условия наблюдений ИСЗ с Земли.

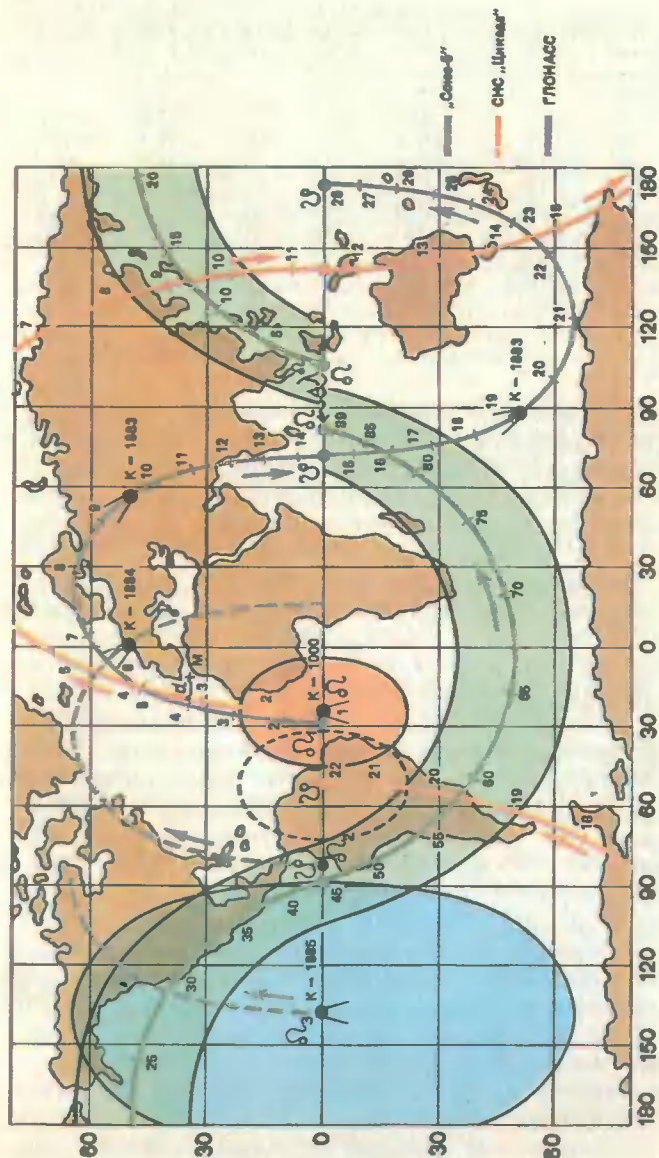


Рис. 13. Орбитальная карта. Трассы космического корабля «Союз-5» и ИСЗ типов «Космос-1000», -1883, -1884, -1885»

НАБЛЮДЕНИЯ ИСЗ С ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Основой для выяснения условий наблюдений ИСЗ с земной поверхности может служить орбитальная карта. С ее помощью можно ответить на вопрос: будет ли наблюдаться ИСЗ в данном географическом месте на данном витке? Но для практических целей этой информации недостаточно. Важно заранее предсказывать сроки наблюдений различных ИСЗ в данном пункте на длительное время вперед, выяснять возможную продолжительность наблюдений. Так как информация на борт ИСЗ и с борта ИСЗ на Землю передается радиотехническими средствами, то принято наблюдения ИСЗ называть *сеансом связи*, а территорию, в пределах которой возможна прямая связь с ИСЗ в УКВ-диапазоне, — *зоной связи*.

Условия видимости ИСЗ в пункте М, над которым проходит ИСЗ в зените и который лежит на его трассе, устанавливаются из рис. 14.

Область небосвода над горизонтом ГГ, в которой ИСЗ наблюдается от восхода до захода в пункте М, называется *геометрической зоной видимости*. Ее угловой радиус выводится по формуле (2.7), полученной при рассмотрении зоны обзора Земли с ИСЗ.

Для точки восхода ИСЗ над истинным горизонтом В при высоте полета h_n угловая высота $h=0$, а радиус зоны видимости равен

$$z_n = \arccos \frac{R_z}{R_z + h_n}. \quad (2.15)$$

Отсюда следует, что по мере увеличения высоты полета h_n зона видимости ИСЗ возрастает (уменьшение косинуса ведет к увеличению z_n).

При наблюдениях ИСЗ на малых угловых высотах значительно влияют радиопомехи, поэтому сеанс связи начинают на некоторой *минимально допустимой высоте* h_{\min} обуславливающей размеры зоны связи. Подробнее об этом сказано в гл. 6.

Угловой радиус зоны связи $z_{\text{св}}$ выводится на рассмотрении треугольника МσД. Внешний угол при вершине

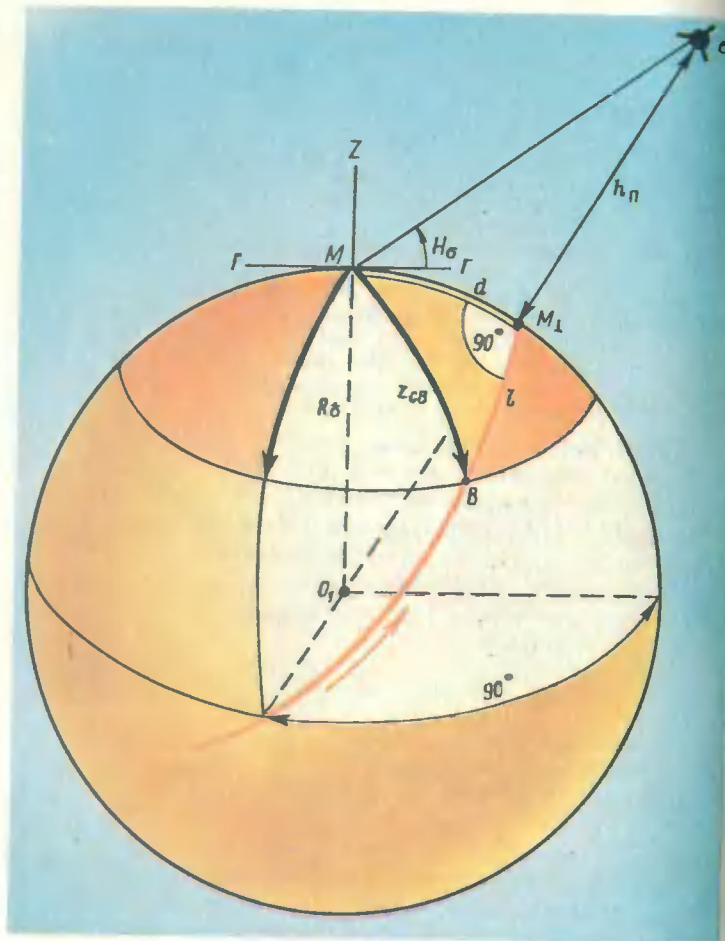


Рис. 15. Кульминация ИСЗ. Траверзные высота H_σ и расстояние d

Для вычисления длительности сеанса связи в общем случае надо знать длину участка трассы в зоне связи от восхода до захода ИСЗ.

Примем смещение трассы из пункта M в пункт M_\perp равнозначным повороту плоскости орбиты на угол d .

Угловое расстояние от точки восхода B до точки траверза M_\perp обозначим l .

Решая треугольник $MM_\perp B$ по формулам сферической тригонометрии, получаем

$$l = \arccos(\cos z_{св} / \cos d). \quad (2.19)$$

Теперь длительность сеанса связи можно вычислить по аналогии с формулой (2.17):

$$\Delta T_{св}^{\min} = \frac{T_\sigma^{\min}}{10\,800} l' = -\frac{T_\sigma^{\min}}{\pi} \arccos \frac{\cos z_{св}}{\cos d}. \quad (2.20)$$

Зависимость между траверзным расстоянием d и высотой кульминации ИСЗ H_σ , являющейся одной из основных характеристик условий наблюдений ИСЗ, находится по теореме синусов из треугольника $MO_1\sigma$:

$$\frac{R_\delta}{r_\sigma} = \frac{\sin[90^\circ - (H_\sigma + d)]}{\sin(90^\circ + H_\sigma)},$$

но $\cos(H_\sigma + d) = \cos H_\sigma \cos d - \sin H_\sigma \sin d$,
поэтому

$$H_\sigma = \arctg \frac{\cos d - R_\delta / r_\sigma}{\sin d}. \quad (2.21)$$

Соответствие между траверзным расстоянием и высотой кульминации дано в табл. 8 для ИСЗ типов «Космос-1000» и «Космос-1383». Если рассматривать участок трассы, ограниченный зоной видимости, как дугу большого круга, подобную дуге экватора, а дугу $M_\perp M$ считать подобной меридиану, то траверзное расстояние d можно назвать *орбитальной широтой* — координатой, указывающей угловое удаление места наблюдений от трассы, а дугу l — *орбитальной долготой*, отсчитываемой от точки траверза M_\perp .

Пример 8. Вычислить наибольшую длительность сеанса связи и длительность сеанса связи при удалении судна от трассы ИСЗ «Космос-1000» на $d=700$ миль, если $h_{\min}=15^\circ$.

Решение. В примере 7 нашли $z_{св}=1104$ мили. При $T_\sigma=105$ мин, согласно формуле (2.17), получаем наибольшую длительность сеанса связи (судно на трассе) $\max \Delta T_{св} = (1104/10\,800) \times 105 \approx 10,7$ мин.

Таблица 8

d , млн	H_{σ} , °	$\Delta T_{\text{св}}$, мин	d , млн	H_{σ} , °	$\Delta T_{\text{св}}$, мин	d , млн	H_{σ} , °	$\Delta T_{\text{св}}$, мин
1800	0,2	Нет	850	23,3	6,9	400	48,0	10,0
1600	3,7	»	800	25,2	7,5	350	52,1	10,2
1400	7,8	»	750	27,4	7,9	300	56,5	10,3
1200	12,4	»	700	29,6	8,4	250	61,4	10,5
1103	15,02	0,4	650	32,1	8,7	200	66,5	10,6
1100	15,1	0,9	600	34,8	9,0	150	72,1	10,6
1000	18,1	4,6	550	37,6	9,3	100	77,9	10,7
960	19,7	5,5	500	40,8	9,6	50	83,9	10,7
900	21,4	6,2	450	44,2	9,8	25	86,9	10,7

При $R_{\text{З}}=6371$ км, $r_{\sigma}=R_{\text{З}}+h_{\text{п}}=7371$ км, $d=700$ миль $\approx 1296,4$ км, согласно формулам (2.20) и (2.21), $l=14,33^{\circ} \approx 860$ миль; $\Delta T_{\text{св}} = (105/10\ 800) \cdot 860 \approx 8,4$ мин; $H_{\sigma}=29,6^{\circ}$.

Ориентируясь по величинам d , H_{σ} , $\Delta T_{\text{св}}$, можно получить полное представление об обстановке наблюдений ИСЗ. Эти сведения для навигационных космических аппаратов типов «Космос-1000» и «Космос-1383» даны в табл. 8. Траверзное расстояние d можно найти по орбитальной карте или вычислить по заданным координатам места наблюдений (широте $\varphi_{\text{м}}$ и долготе $\lambda_{\text{м}}$), долготе восходящего узла на данном витке $\lambda^{\text{в}}=l_{\text{гр}}-\alpha^{\text{в}}$ и наклонению орбиты i . В последнем случае вычисления ведут по формулам, записанным применительно к рис. 12:

$$\left. \begin{aligned} \text{дуга } \Omega M &= m = \arccos [\cos \varphi_{\text{м}} \cos (\lambda_{\text{м}} - \lambda^{\text{в}})]; \\ \text{угол } P_n \Omega M &= \Pi_{\text{м}} = \arccos (\sin \varphi_{\text{м}} / \sin m); \\ \text{вспомогательный угол } \beta &= i - 90^{\circ} + \Pi_{\text{м}}; \\ \text{аргумент широты ИСЗ в момент траверза} \\ u &= \arctg (\cos \beta \operatorname{tg} m), \\ \text{траверзное расстояние } d &= \arccos (\cos m / \cos u). \end{aligned} \right\} (2.22)$$

Пример 9. Оценить обстановку наблюдений космического навигационного аппарата (КНА) типа «Космос-1000» 3 ноября 1990 г. в момент $T_{\text{с}}=10$ ч 56 мин по зимнему московскому времени ($N_{\text{З}}=3\text{Е}$). Судно на подходе к проливу Гибралтар в пункте с координатами $\varphi_{\text{м}}=36,0^{\circ}$ N, $\lambda_{\text{м}}=12,5^{\circ}$ W; $T_{\text{в}}=10$ ч 45 мин; $\omega=0$. Эфемеридная информация: $a=7372$ км, $T_{\sigma}=104,9$ мин, $i=83^{\circ}$, $e=0,003$. Долгота восходящего узла $\lambda^{\text{в}}=28,6^{\circ}$ W; $\alpha^{\text{в}}=130^{\circ}$.

Таблица 9

№ п/п	$T_{\text{гр}}$, ч, мин	$\varphi_{\text{л}}^{\circ}$	$\delta^{\circ}=\varphi_{\text{ГМС}}^{\circ}$	α° , °	$l_{\text{гр}}^{\circ}$	$\gamma_{\text{ГМС}}^{\circ}$	$\tau_{\sigma}^{\circ} = 360^{\circ} - \alpha^{\circ}$
1	2	3	4	5	6	7	8
1	07 45	0	0	130,0	158,6	-28,6	230,0
2	50	17,3	17,1	132,2	159,8	-27,6	227,8
3	55	34,5	34,2	134,8	161,1	-26,3	225,2
4	08 00	51,8	51,2	138,8	162,3	-23,5	221,2
5	05	69,0	67,9	147,6	163,6	-16,0	121,4
6	10	86,1	82,0	191,0	164,8	+26,1	169,0
7	15	103,3	75,0	282,7	166,1	+116,6	77,3
8	20	120,4	58,9	298,3	167,3	+131,0	61,7
9	25	137,5	42,1	303,6	168,6	+135,0	56,4
10	30	154,6	25,2	306,7	169,8	+136,9	53,3
11	35	171,6	8,3	309,0	171,1	+137,9	51,0
12	40	-171,3	-8,6	311,1	172,4	+138,8	48,9
13	45	-154,2	-25,6	313,4	173,6	+139,8	46,6
14	50	-137,2	-42,4	316,4	174,9	+141,5	43,5
15	55	-120,1	-59,2	321,9	176,1	+145,8	38,1
16	09 00	-102,9	-75,3	337,9	177,4	+160,5	22,1
17	05	-85,8	-81,8	71,1	178,6	-107,5	288,9
18	10	-68,6	-67,5	112,7	179,9	-67,2	247,3
19	15	-51,4	-50,9	121,3	181,1	-59,8	238,7
20	20	-34,2	-33,9	125,2	182,4	-57,1	234,8
21	25	-16,9	-16,8	127,9	183,6	-55,7	232,1
22	09 30	0	0	130	184,9	-54,9	230,0

Решение. Вычисление экваториальных координат ИСЗ по программе 3 с использованием аргументов, записанных по адресам:

$a=7372$	хПа	$T_{\sigma}=104,9$	хП7
360	хП3	$n_{\text{ср}}=0,06$	хП5
$i=83$	хП1	$\alpha^{\text{в}}=130$	хП2
$e=0,003$	хПв	$\omega=0$	хП9

От момента прохождения узла по Всемирному времени $T_{\text{гр}}=10$ ч 45 мин — 3 ч 45 мин размечаем расчетные точки с интервалом 5 мин (см. табл. 9; графа 2). Действуя далее согласно инструкции к программе 3, получаем склонения и прямые восхождения ИСЗ, а также аргумент широты u (равный в данном случае истинной аномалии v , так как $\omega=0$); эти величины даны в табл. 9 (графы 3, 4, 5), а видимая орбита показана на рис. П-1 (красная). Вычисление координат точек траектории ИСЗ для построения орбитальной карты. Широты этих точек уже имеются в графе 4 табл. 9. Для вычислений долгот соответствующих ГМС, согласно формуле (2.9), удобно использовать программу 1 с размещением аргументов по адресам:

$\tau_0=307$	хП6	0,98565	хПО
$N_{\text{З}}=260,6023$	хП1	15,04107	хП2
360	хП3	α°	хПд

Для автоматического расчета $\lambda_{ГМС}$ программу 1 можно, начиная с 26-го шага, дополнить фрагментом $Px9 \text{ ---} Px d + C/П$. Теперь, после набора на табло момента $T_{гр}$ и команды В/О С/П, по окончании счета на табло высветится величина $t_{гр}^*$ (она же записана по адресу $Px9$); в табл. 9 эта величина находится в графе 6.

Далее из графы 5 табл. 9 выбирается соответствующее моменту $T_{гр}$ значение α^* и вводится по адресу xPd . Дается команда БП 25 С/П; после второго останова счета на табло высвечивается значение географической долготы ГМС $\lambda_{ГМС}$. Эти значения помещены в графе 7 табл. 9.

Оценка обстановки наблюдений ИСЗ. Она сводится к расчету радиуса зоны связи по формуле (2.16), показанному в примере 7, затем — к определению траверзного расстояния по орбитальной карте как кратчайшего по дуге большого круга от заданного места до трассы, или путем его расчета по формулам (2.22), и к оценке условий наблюдений по табл. 8.

Трасса ИСЗ показана на рис. 13 красным цветом, здесь же отмечены заданное место M и траверзное расстояние d . На карте хорошо видно смещение восходящего узла ИСЗ типа «Космос-1000», работающих в СНС «Цикада», за один виток; оно равно $26,3^\circ$.

Вычисления по формулам (2.22) легко выполняются непосредственными операциями на пульте ПМК. Они дали $d=8,7^\circ \approx 522$ мили.

Согласно табл. 8, связь с ИСЗ будет надежна около $\Delta T_{св}=9,5$ мин при высоте его кульминации около 39° . Зона связи вблизи экватора выделена красным цветом в начале витка и пунктиром — в его конце.

СПОСОБЫ ОТОБРАЖЕНИЯ ОБСТАНОВКИ НАБЛЮДЕНИЙ ИСЗ

На дисплеях современной СНА (см. гл. 6) сведения о времени и условиях проведения ближайших сеансов связи с КНА высвечиваются автоматически по запросу судоводителя. Например, в приемнике-вычислителе МХ-1102 спутниковой навигационной системы «Транзит» даются сведения о восьми ближайших сеансах связи. При этом указываются время восхода ИСЗ по всемирному времени, высота кульминации ИСЗ, номер спутника и символом s — пригодность данного сеанса связи для точного определения места судна. Например, при индикации условий

RISF	ELEV	SAT	IND
1517	3	190	—
1528	19	140	s
1604	25	120	s

1701	56	190	s
1713	60	140	s
1848	20	190	s
1903	2	140	—
1936	22	200	s

можно заключить, что ИСЗ № 190 наблюдается в благоприятных условиях в моменты $T_{гр}=17$ ч 01 мин и 18 ч 48 мин, ИСЗ № 120 — в 16 ч 04 мин и т. п. Условия сеансов связи в 15 ч 17 мин и в 19 ч 03 мин неудовлетворительны.

Наиболее наглядно задача отображения обстановки наблюдений ИСЗ решается с помощью специального планшета, который нетрудно изготовить самостоятельно. Составные части этого планшета изображены в приложении на с. 196—198: на рис. П-2, а — карта северного полушария Земли в полярной азимутальной равнопромежуточной проекции, на рис. П-2, б — трасса ИСЗ в той же проекции и в том же масштабе (на данном рисунке изображена трасса ИСЗ типа «Космос-1000» согласно табл. 9), на рис. П-2, в — палетка с изображением зон при высотах кульминации $H_c=10, 45, 60, 75^\circ$ для наблюдателей в географических широтах $\varphi_m=0, 20, 40, 60, 80^\circ$.

Эти рисунки надо перенести на оргстекло или другой прозрачный материал, а затем смонтировать вместе, на общей оси.

Трасса ИСЗ размечена начиная от момента прохождения восходящего узла через каждые 5 мин, что позволяет при известной эпохе T_{α} помечать место ГМС на любой заданный момент. При необходимости на планшете можно изобразить и южный полувиток трассы, что делает планшет пригодным в любом районе плавания.

На палетке внешние круги связи размечены штрихами через 10° , что позволяет измерять направления от места наблюдателя, которое предполагается находящимся в центре круга связи; при решении задачи отображения обстановки наблюдений ИСЗ центр круга связи совмещается с нанесенным на карту местом наблюдателя.

Исходными данными для работы на планшете являются эпоха T_{α} , географическая долгота восходящего узла λ^* , координаты места наблюдателя φ_m и λ_m , номер ИСЗ.

На рис. П-2, а показано решение задачи отображения обстановки наблюдений ИСЗ типа «Космос-1000», который в момент $T_c = 9$ ч 40 мин прошел экватор в долготу $\lambda^a = 60^\circ$ W и наблюдается с судна, находящегося в Атлантическом океане ($\varphi_m = 40^\circ$ N; $\lambda_m = 50^\circ$ W).

При решении разворотом круга трассы совместили восходящий узел с отметкой долготы 60° W на карте. Затем на палетке центр круга $\varphi = 40^\circ$ совместили с нанесенным на карту местом судна М. Осевая линия палетки (изображающая меридиан судна) совместилась с меридианом судна на карте. Рассматривая движение ГМС по трассе в зонах видимости, изображенных на палетке, заключаем:

— радиовосход ИСЗ произойдет спустя 6 мин после эпохи, т. е. в момент $T_c = 9$ ч 45 мин по пеленгу $P_s = 205^\circ$;

— судно будет на траверзе ИСЗ в момент $T_c = 09$ 40 + 00 12 = 9 ч 52 мин, пеленг на точку траверза ИП = 280° , высота кульминации около $H_c = 55^\circ$;

— радиозаход ИСЗ произойдет спустя 18 мин после эпохи, т. е. в момент $T_c = 9$ ч 58 мин, по пеленгу $P_s = 355^\circ$.

Длительность сеанса связи $\Delta T_{св} = 12$ мин, условия благоприятны.

Таким путем, зная исходное положение восходящего узла ИСЗ и момент его прохождения через этот узел, можно составлять прогноз обстановки наблюдений на срок до 10 сут.

При оценке обстановки наблюдений целого «созвездия» ИСЗ, входящего, например, в СНС «Цикада» или «Транзит», удобен суточный график наблюдений, показанный на рис. 16. Здесь по горизонтальной оси размечены часы суток по судовому времени, а по вертикальной шкале указаны высоты кульминации. Нерабочие зоны высот выделены серым цветом, рабочая — красным; время сеанса связи указано черными полосками, расположение которых позволяет судить о случаях одновременного прохождения в зоне связи нескольких спутников и возможных при этом взаимных помехах.

Задача 3. Сообщение ТАСС: «16 сентября 1987 года в Советском Союзе произведен запуск искусственных спутников Земли «Космос-1883», «Космос-1884» и «Космос-1885». Выведение на орбиту всех трех спутников осуществлено одной ракетой-носителем «Протон».

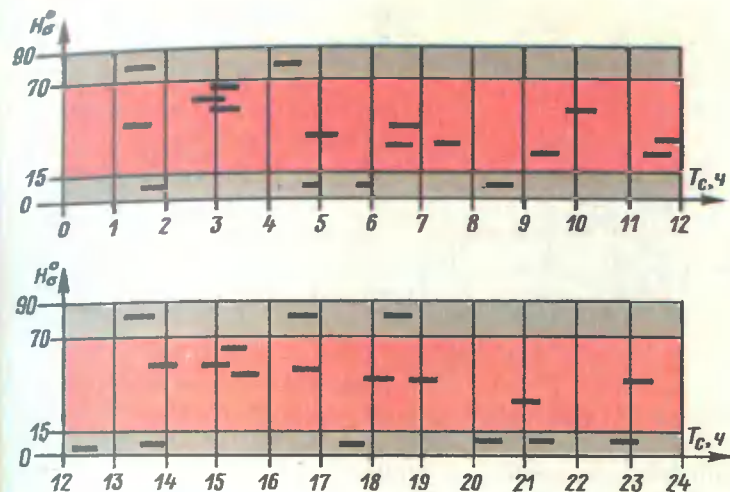


Рис. 16. Суточный график прохождения ИСЗ, входящих в низкоорбитную СНС

Спутники предназначены для отработки элементов и аппаратуры космической навигационной системы, создаваемой в целях обеспечения определения местонахождения самолетов гражданской авиации и судов морского и рыболовного флотов Советского Союза. Установленная на спутниках аппаратура работает нормально. Координационно-вычислительный центр ведет обработку поступающей информации». (*Красная Звезда*, 1987, 19 сент.).

По эфемеридной информации: $h_n = 19\,000$ км, $e = 0$, $i = 64,8^\circ$, $T_c = 673$ мин, $n_{ср} = 0,00985$ рад/мин, $\alpha^a = 270^\circ$ оцените обстановку наблюдений этих ИСЗ 30 июня 1992 г. при условии, что «Космос-1883» прошел восходящий узел в момент $T_c = 4$ ч 26 мин по зимнему московскому времени ($N_c = 3^\circ$ E), а спутники размещены на круговой орбите с интервалом 120° между ними.

При решении задачи воспользуйтесь указаниями к примерам 7—9. Место наблюдений выберите самостоятельно в нескольких районах Земли и сравните результаты; составьте свое мнение по вопросу: можно ли из «созвездия» таких спутников создать ГЛОНАСС — глобальную спутниковую навигационную систему, обеспечивающую непрерывное определение места судна по наблюдениям нескольких спутников одновременно в любом районе Земли? Как разместить восходящие узлы орбит по экватору? Из скольких спутников должно состоять все «созвездие» системы ГЛОНАСС?

Сравните свои вычисления с ответами, помещенными в приложении к гл. 2, а свой проект создания «созвездия» ИСЗ ГЛОНАСС — с рассказанным о ней в гл. 6.

Б. Р. А. Скубко, Б. Г. Мордвинов

3.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСЗ ГЕОДЕЗИСТАМИ И КАРТОГРАФАМИ

ОТ ЗЕМНОГО ШАРА К АПИОИДУ

Дом, в котором живешь, надо хорошо знать; надо знать его площадь, его теплые и холодные стороны, его светлые и темные углы... Известна притча о муравьях, изучавших слона. Ползавший по хоботу муравей сказал, что слон тонкий и длинный, ползавший по ноге был убежден, что слон подобен башне. Оба они не могли представить себе слона в целом. Долгие века люди изучали Землю, подобно этим муравьям. Познания одного региона не были известны другим⁵ и часто утрачивались.

Представления о форме и размерах Земли более 1000 лет основывались на «Географии» Птолемея (II в.). Но в этом труде Птолемей допустил грубую ошибку: он пренебрег сведениями Эратосфена (III в. до н. э.) и принял радиус Земли примерно на 30 % меньше действительного. Составленная им карта, схематически показанная на рис. 17, даже положение Средиземного моря указывала на 20° западнее действительного.

И 1300 лет спустя европейские географы, безоговорочно верившие Птолемею, представляли себе размеры Земли намного меньше действительных. На глобусе М. Бехайма (1492 г.) не нашлось места... Америке, а путь от Испании до Индии казался совсем не таким уж дальним для хорошего моряка (рис. 18).

Х. Колумб, отправившийся на поиски западного пути к богатствам Индии (в ту пору «индиями» называли все страны Юго-Восточной Азии), до конца дней своих был убежден, что 12 октября 1492 г. он подошел к берегам Ципанго (Япония). Марк Твен за-

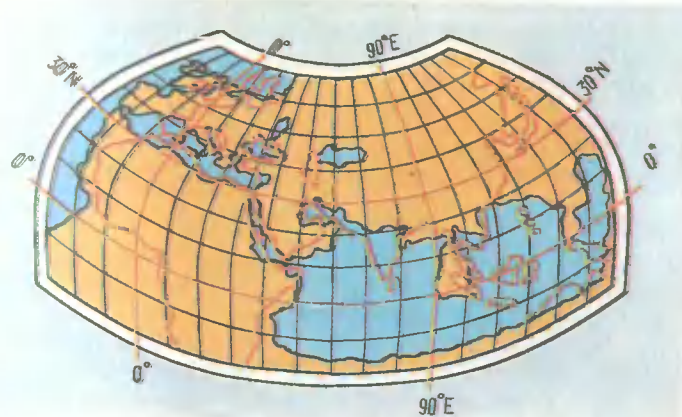


Рис. 17. Карта мира, составленная Клавдием Птолемеем (желтым цветом выделена суша, красным — фактические ее контуры)

метил: «Нет ничего удивительного в том, что Колумб открыл Америку. Удивительно было бы, если бы он ее не обнаружил на месте». Отголоски эпохи Великих географических открытий можно, как это ни покажется странным, найти и в наши дни: в лоции Карибского моря, изданной три десятка лет назад, можно найти слоновую кость среди предметов вывоза из порта Картахена-да-Индия (!). Поиски слонов в только что открытой Вест-Индии можно простить Колумбу и его спутникам, но как этот реликт сохранился до наших дней?

В конце XV в., в эпоху формирования капиталистических отношений внутри феодального общества, эпоху Великих географических открытий, по мере развития общественного производства усиливалась потребность в товарообмене и новых рынках. Пути судов все дальше уходили от родных берегов, мореплавание из прибрежного становилось океанским. В эту эпоху, как писал Ф. Энгельс, «мир сразу сделался почти в десять раз больше; вместо четверти одного полушария перед взором западноевропейцев теперь предстал весь зем-

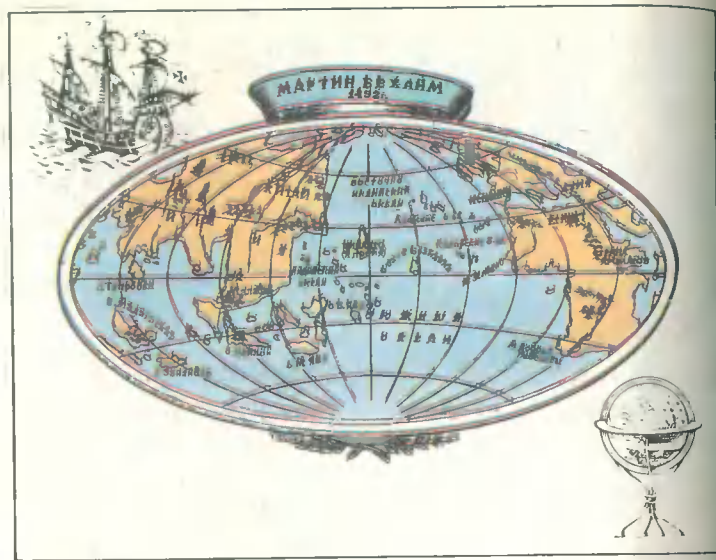


Рис. 18. Карта мира накануне открытия Америки Х. Колумбом

ной шар, и они спешили завладеть остальными семью четвертями»¹.

Знания размеров и формы Земли, способов определения положения вновь открываемых земель и путей к ним стали жизненно необходимыми, от них зависел успех дальних плаваний и экспедиций.

Эти знания давались нелегко и непросто, их добывали несколько поколений ученых и мореплавателей. В XVII в. И. Ньютон открыл закон всемирного тяготения и впервые высказал утверждение, что Земля сплюснута у полюсов. По его оценке, основывавшейся на предположении однородности состава вращающейся Земли, ее сжатие было равно $\alpha = 1/230$. Сравнив с данными в табл. 1, можно заключить, что это первое приближение было не так уж далеко от современной нам оценки сжатия.

¹ Энгельс Ф. Происхождение семьи, частной собственности и государства // К. Маркс, Ф. Энгельс. Собр. соч. Т. 21. С. 83.

В XVIII в. вблизи экватора и у Северного полярного круга были выполнены тщательные трудоемкие градусные измерения длины отрезков земного меридиана. Они позволили уточнить размеры Земли и подтвердили теоретический вывод И. Ньютона: Землю стали считать эллипсоидом вращения. Дальнейшее изучение фигуры Земли позволило в конце XIX в. сформулировать понятие о геоиде (см. гл. 1).

Геодезические исследования территорий большинства стран были выполнены в период с середины XIX до середины XX в. Их результаты послужили основой для референц-эллипсоидов, принятых во многих государствах для составления карт (некоторые из них представлены в табл. 1). Составленные по этим данным карты хорошо служили на территории издавшего их государства, однако они не были увязаны с картографической основой других государств, не всегда отличались высоким качеством съемки местности. Например, еще тридцать лет назад на английских картах Красного моря можно было видеть предостерегающую надпись: «По новейшим данным этот участок берега расположен на 20 миль западнее показанного», что, естественно, озадачивало капитана судна.

Развитие глобальных радионавигационных систем, КНС, расширение фронта геофизических и океанографических работ — все это потребовало более точного представления о формах различных участков суши и дна океанов, о форме и размерах Земли в целом для создания стандартной модели Земли и всемирной геодезической системы. Для точной работы СНС важно, например, знать даже незначительные местные отклонения фигуры Земли от ее стандартной модели и от геоида.

Современные требования к точности определения местоположения судов и различных пунктов Земли при выполнении народнохозяйственных работ, частично упомянутые ранее, представлены в табл. 10¹. Надо обратить внимание на то, что требование к относительной привязке мест во многих случаях выше требования

¹ Коугия В. А., Сорокин А. И. Геодезические сети на море. М.: Недра. 1979. С. 12

Таблица 10

Задачи и объекты народнохозяйственного значения	Требуемая точность определения местоположения, м	
	абсолютная	относительная
Геодезические пункты	10	1
Гравиметрические опорные пункты	10	10
Высота геоида в данном месте	0,5	0,1
Средний уровень моря	—	0,1
Пункты сетей для калибровки радионавигационных систем	10	1
Стационарные буи — акусти- ческие маяки	10	10
Геофизические и гидрографи- ческие съемки	50—100	50—100
Детальные геофизические и гидрографические съемки	50—100	15—25
Морское бурение	10	1—5
Прокладка трубопроводов и кабелей	10	1—10
Добыча полезных ископаемых	—	2—10
Установление границ	10	—
Поиск затонувших объектов и спасательные работы	20—100	10—20

к абсолютной точности определения места данного пункта.

Для точного управления полетом космических объектов оказалось необходимым более полно исследовать гравитационное поле Земли, распределение масс в ее теле. Решение перечисленных проблем достигается геометрическими и динамическими методами *космической геодезии* — нового направления в науке о Земле, сформировавшегося за последние три десятилетия.

Уже к моменту запуска первого ИСЗ Академический совет Академии наук СССР подготовил на территории страны 66 станций визуального наблюдения за полетом спутников. Всего в мире действовало более 300 таких станций. По данным таких наблюдений видимое место ИСЗ определяется с погрешностью 10—20", а момент наблюдения — с погрешностью 0,01—0,02 с. Эти данные использовались для совершенствования теории полета ИСЗ и практического прогнозиро-

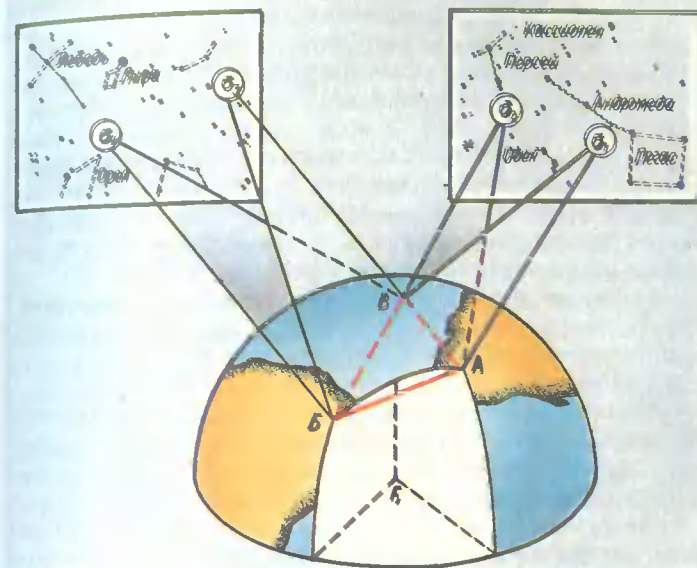


Рис. 19. Космическая триангуляция по методу хорд

вания движения спутников. В это же время были начаты работы по использованию наблюдений ИСЗ в интересах геодезии.

В мае 1961 г. были выполнены первые синхронные фотографические наблюдения ИСЗ в пунктах Пулково, Николаев, Харьков и Ташкент, положившие начало геометрическим методам спутниковой геодезии (рис. 19). Геометрические методы предназначены для определения взаимного положения точек физической поверхности Земли в координатной форме. Большая высота полета ИСЗ делает его удобным для одновременных или почти одновременных наблюдений из пунктов, удаленных друг от друга на сотни и тысячи километров.

Пусть необходимо определить положение пункта В относительно исходных пунктов А и Б. Одновремен-

ное фотографирование ИСЗ в положении σ_1 из пункта A и пункта B определяет положение в пространстве плоскости $A\sigma_1 B$, такое же фотографирование ИСЗ в положении σ_2 определяет положение в пространстве плоскости $A\sigma_2 B$; пересечение этих плоскостей определяет положение хорды AB в теле Земли. Одновременное фотографирование ИСЗ в положениях σ_3 и σ_4 из пунктов B и B позволяет определить положение хорды BB . В конечном итоге засечкой хордами AB и BB определяется положение пункта B . Рассмотренный путь решения называется *методом хорд*.

Создание сети треугольников, подобных рассмотренному и покрывающих всю Землю, называется *спутниковой триангуляцией*. Координаты пунктов этой сети получают с погрешностью около 4—6 м.

Для геодезических целей могут наблюдаться ИСЗ различных типов, но наилучшие результаты получают при запуске специальных геодезических ИСЗ. К ним предъявляются следующие требования:

наклонение орбиты, выгодное для решения геометрических задач с охватом большой территории, должно быть $i=60^\circ\div 80^\circ$;

высота перигея во избежание трудностей из-за влияния атмосферы должна быть не менее 500—800 км; наилучшей считается высота порядка 1000—4000 км, что позволяет иметь меньше станций наблюдений и наблюдать ИСЗ при меньшей скорости его перемещения на небосводе;

эксцентриситет орбиты должен составлять порядка 0,02—0,05; только при этом условии можно избежать большого удаления ИСЗ от Земли, при котором начинается сглаживаться действие отдельных гармоник земного поля тяготения и сильно сказывается возмущающее влияние притяжения Луной и Солнцем.

На борту ИСЗ устанавливают технические средства для измерения геодезических параметров (оптические маяки — мощные импульсные источники света, радиопередатчики, лазерные уголкового отражатели, радиовысотомеры, электронные часы, фотокамеры и др.).

Начиная с 1967 г. геодезические космические исследования осуществляются по программе Совета ИНТЕРКОСМОС АН СССР, над которой работают специалисты из десяти социалистических стран: Болгарии, Вен-

грии, Вьетнама, ГДР, Кубы, Монголии, Польши, Румынии, СССР и Чехословакии. К началу 1987 г. было запущено 23 спутника серии ИНТЕРКОСМОС. Координатором этих геодезических работ является Астрономический совет АН СССР. В результате совместных работ были созданы высокоточные фотографические камеры для наблюдений ИСЗ: АФУ-75 и ВАУ — в СССР, SBG — в ГДР; лазерный светодальномер ЛСД «Интеркосмос» — при участии ВНР, ГДР, ПНР, СССР и ЧССР.

По инициативе проф. И. Д. Жонголовича с 1971 г. выполняется международная программа «Большая хорда», предусматривающая проложение двух векторных геодезических ходов «Арктика — Антарктика» и «Восток — Запад»: первый из них простирается от острова Шпицберген до южных островов Индийского океана, второй через Африку соединяет Дальний Восток и Латинскую Америку. Результирующая хорда получается близкой к диаметру Земли, точность ее определения ожидается $1\cdot 10^{-6}$.

Геодезический векторный ход выполняется в два этапа. На первом этапе по фотографическим наблюдениям определяют направления хорд, на втором — по лазерным дальномерным измерениям получают их длины. Измерения ЛСД позволяют получить расстояние до ИСЗ с точностью до 10—20 см и лучше, что обеспечивает очень высокую точность определения координат пунктов Земли, изучения движения и локальных деформаций земной коры, вращения Земли, вариаций гравитационного поля.

Расстояния до ИСЗ получают также радиотехническими методами (см. гл. 6). По полученным расстояниям можно уточнить элементы орбиты ИСЗ, если координаты пунктов его наблюдений точно известны, затем при пролете ИСЗ над определяемым пунктом найти координаты последнего. Например, если известно положение пунктов A и B , то по измеренным наклонным дальностям $A\sigma_1$ и $B\sigma_1$, $A\sigma_2$ и $B\sigma_2$ можно точно найти места ИСЗ σ_1 и σ_2 , по ним уточнить эфемеридную информацию (см. рис. 19). Далее измерить наклонные дальности $B\sigma_3$ и $B\sigma_4$, и рассчитать по точной эфемеридной информации проложения ИСЗ σ_3 и σ_4 , относительно которых и определится местоположение пункта B .

При обобщении многократно полученных результатов таких определений точность координат пункта B получается 1—1,5 м. Относительное определение координат примерно в три раза точнее, если расстояние между пунктами не превышает 1000 км. Доплеровский метод определения параметров орбиты по радиоизлучению с ИСЗ был разработан под руководством акад. В. А. Котельникова еще в 1957 г., попутно была обособлена возможность решения обратной задачи — определения местоположения пункта наблюдений по принимаемой частоте радиоизлучения ИСЗ.

Динамические методы космической геодезии основаны на наблюдениях отклонений координат ИСЗ или параметров его орбиты от ожидаемых значений, выведенных для принятой условной модели Земли. Обработка большой совокупности наблюдений ИСЗ позволяет надежно определить эти отклонения и уточнить исходные предположения о форме и размерах Земли и о ее гравитационном поле. В отличие от геометрических методов, дающих лишь относительное положение определяемых пунктов, динамические методы позволяют получить положения пунктов в единой для всей планеты системе координат. Начало этой системы совмещено с центром масс Земли.

Благодаря динамическим методам уточнили полярное сжатие Земли, подтвердили предположения об эллиптической форме земного экватора, обнаружили «грушевидность» Земли — асимметрию ее северного и южного полушарий. Такое тело называют *апиоидом*. На рис. 20 апиоид изображен коричневым цветом. Для большей наглядности его малые отклонения от эллипсоида несколько преувеличены; у Северного полюса отклонение составляет около 20 м в большую сторону, а у Южного — в меньшую.

Уточнять фигуру Земли необходимо для повышения точности определения места судна при использовании СНС. На рис. 21 коричневым цветом показана реальная поверхность Земли, синим цветом — отвечающий геоиду средний уровень океана, желтым — эллипсоид, принятый в спутниковой навигационной системе в качестве модели Земли. Если предположить, что для определения места судна M были измерены наклонные дальности D_1 и D_2 до спутника в положениях σ_1 и σ_2 ,

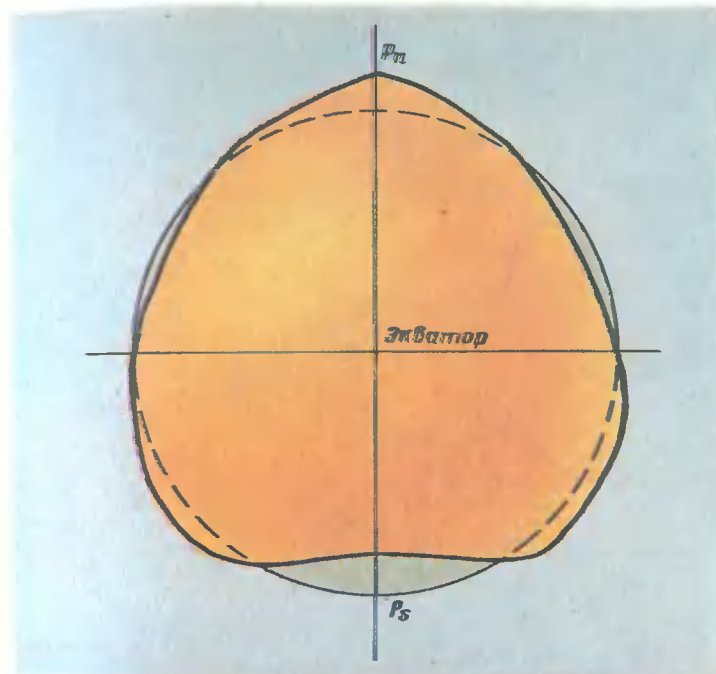


Рис. 20. Апиоид — фигура Земли, полученная методами космической геодезии (пунктиром показан земной эллипсоид)

то пренебрежение отклонением h_r эллипсоида от геоида в данном месте и высотой e_A приемной антенны относительно геоида неизбежно приведет к ошибке в определении местоположения судна — оно получится привязанным не к той поверхности.

На рис. 22 показана карта с нанесенными линиями равных отклонений геоида h_r от эллипсоида системы ВГС-72, а на рис. 23 — сечения геоида по меридианам $80^\circ \text{ E} - 100^\circ \text{ W}$ и по экватору.

Наблюдения ИСЗ позволили определить ориентацию различных геодезических систем относительно геоцентрической системы координат, найти пути увязки координат места судна (широты φ_0 и долготы λ_0), полу-

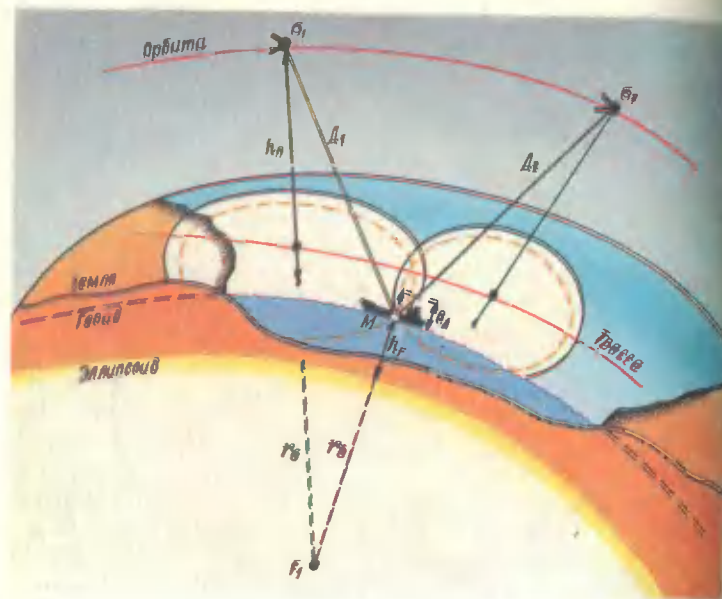


Рис. 21. Поверхности Земли, геоида и эллипсоида вблизи трассы ИСЗ

M — место судна, r_0 — радиус-вектор ИСЗ; r_0' — радиус-вектор эллипсоида

ченных по какой-либо СНС, с координатной системой, имеющейся на судне навигационной карты.

Последняя задача решается по формулам, предложенным проф. М. С. Молоденским:

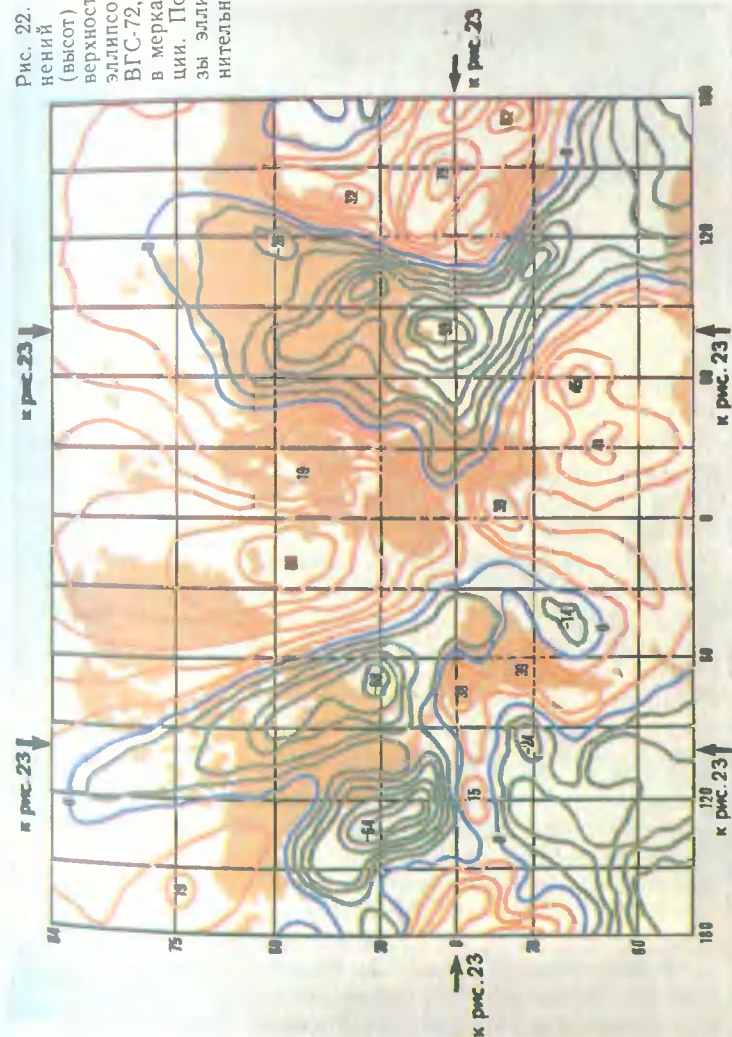
поправка к широте места судна φ_0 , полученной по спутниковой навигационной системе,

$$\Delta\varphi' = \frac{3438}{M_0} \left\{ \Delta X \sin\varphi_0 \cos\lambda_0 + \Delta Y \sin\varphi_0 \sin\lambda_0 - \Delta Z \cos\varphi_0 - [a_k(\alpha_0 - \alpha_k) + \alpha_k(\alpha_0 - \alpha_k)] \sin 2\varphi_0 \right\}; \quad (3.1)$$

поправка к долготе места судна λ_0

$$\Delta\lambda' = \frac{3438}{N_0 \cos\varphi_0} (\Delta X \sin\lambda_0 - \Delta Y \cos\lambda_0). \quad (3.2)$$

Рис. 22. Карта отклонений поверхности геоида от поверхности референциального эллипсоида системы ВГС-72, составленная в меркаторской проекции. Показаны разрезывы эллипсоида применительно к рис. 23



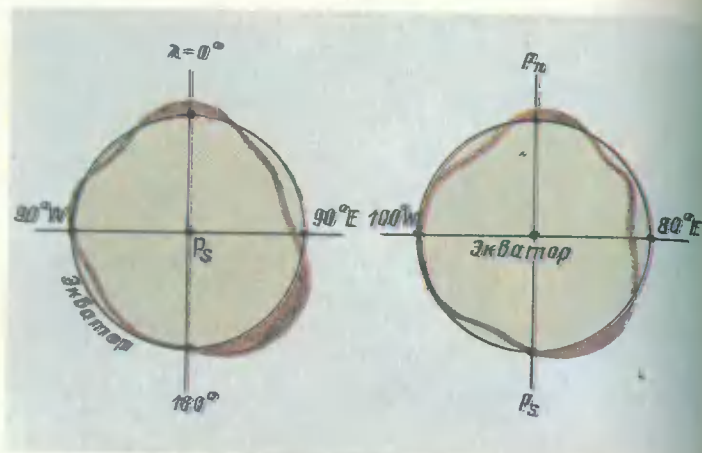


Рис. 23. Местные отклонения геоида от эллипсоида: разрез по экватору и по меридианам 80°E и 100°W

Расчеты по этим формулам можно заблаговременно выполнить на ПМК, не обременяя себя вычислениями на ходовом мостике судна. В формулах введены следующие обозначения: $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \text{м}$ — смещения центра референц-эллипсоида, принятого для составления навигационной карты, от центра эллипсоида, принятого при разработке СНС, по осям прямоугольной системы координат (см. рис. 2); a и a — большая полуось и сжатие эллипсоида (см. табл. 1); M_σ и N_σ — радиусы кривизны сечения эллипсоида по меридиану и направлению перпендикуляра к меридиану, вычисляемые соответственно по формулам (3.3):

$$\left. \begin{aligned} M_\sigma &= a(1-e^2) (1-e^2 \sin^2 \varphi)^{-3/2}, \\ N_\sigma &= a (1-e^2 \sin^2 \varphi)^{-1/2}, \end{aligned} \right\} \quad (3.3)$$

где $e = a^{-1} \sqrt{a^2 - b^2}$; $b = a(1-a)$.

В формулах (3.1) — (3.3) индекс σ относится к данным от спутниковой навигационной системы, индекс k — к данным референц-эллипсоида карты. Величины $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ для ВГС-72 приведены в табл. 11.

Таблица 11

Геодезическая система	Смещение центра референц-эллипсоида от центра эллипсоида ВГС-72, м		
	ΔX	ΔY	ΔZ
Европейская (Хейфорда)	—84	—103	—127
Токийская (Бесселя)	—140	+516	+673
Североамериканская (Кларка)	—22	+157	+176

Исследование реальной формы и размеров Земли — необходимое условие для удовлетворения требований народного хозяйства (см. табл. 10). Новые данные космической геодезии позволяют более точно решать задачи космонавтики, а это, в свою очередь, обеспечивает более точное решение задач геодезии.

ИССЛЕДОВАНИЯ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА И ЕЕ КАРТОГРАФИРОВАНИЕ

Современная обзорная карта района Тихого океана, позволяющая заглянуть даже в его глубины, показана на рис. 24. Сравнив ее с рис. 18, можно представить громадную работу географов и исследователей океанов, на выполнение которой потребовалось много времени и много средств. Но даже в наше время достоверными географическими картами охвачено около двух третей планеты, труднодоступные районы и глубины морей ждут детального исследования. Кроме того, наша Земля не остается неизменной — она развивается, как и все во Вселенной: вследствие производственной деятельности человека и природной эволюции ее облик меняется все быстрее и быстрее. Поэтому информацию о Земле и ее отображение на картах надо обновлять достаточно быстро. Считается, что корректировать карты как общего, так и тематического назначения необходимо не реже одного раза в пять лет. Геофизическая, океанографическая, гидрографическая обстановка должны освещаться значительно чаще с учетом требований, перечисленных в табл. 10.

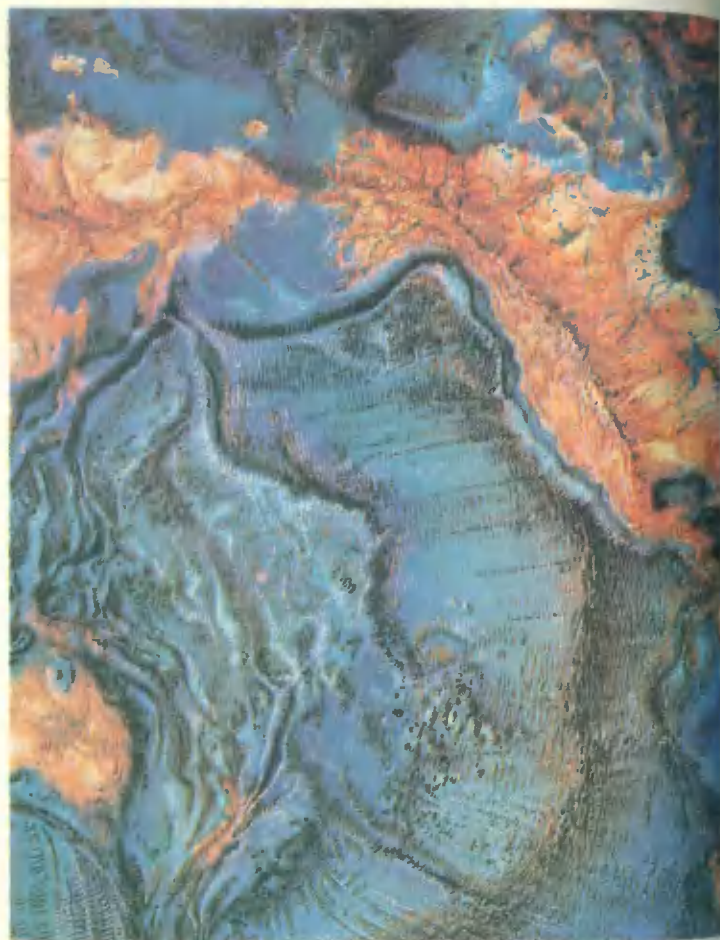


Рис. 24. Обзорная карта Тихого океана (Курьер ЮНЕСКО. 1986. № 3)

Спутниковые информационные системы являются наиболее оперативным и эффективным средством глобальной информации по проблемам земледелия, космического мониторинга и охраны природной среды, космического картографирования и разведки полезных

Таблица 12

Измеряемый параметр	Требования к океанологической информации	
	Точность	Дискретность (число раз в сут)
Температура поверхности океана	0,5 °C	4
Температурный контраст	0,5 °C	1—2
Поверхностное течение:	0,3 м/с } ±20°	2
скорость		
направление	0,5 м } 0,5 с } ±10° } 10 % }	4 (не менее)
Волнение:		
высота		
период	10 % }	1
направление		
Морской лед (сплоченность, возраст, толщина, границы, каналы, торосы, айсберги)	1 м/с } ±10° }	4 (не менее)
Приводной ветер:		
скорость		
направление		

ископаемых, метеорологии, связи и навигации. Требования к средствам дистанционного зондирования океана из космоса, необходимым для получения океанологической информации (табл. 12), могут быть реализованы уже в ближайшие годы.

Таблица 13

Измерительная аппаратура, устанавливаемая на ИСЗ	Температура	Волнение моря	Лед	Картографирование
Фотоаппараты	×	×	×	×
Оптические инструменты	—	×	×	×
Телевидение	—	—	×	×
Радиолокатор бокового обзора	—	×	×	×
Радиолокационный высотометр, скаттерометр	—	×	×	—
Радиометр СВЧ	×	×	×	×
Панорамный радиометр СВЧ	×	×	×	×
Панорамный радиометр инфракрасного диапазона	×	—	×	×
Спектрометр	×	—	×	×
Лазерный высотометр, скаттерометр	—	×	×	×
Магнитометр	—	—	—	×
Гравиметр	×	—	—	×



Рис. 25. Космическая фотография прибрежной зоны и шельфа

В табл. 13 показаны возможности применения аппаратуры различных типов, позволяющей регистрировать на борту ИСЗ собственное или отраженное электромагнитное излучение океана. По своей сути методы исследования океана из космоса являются дистанционными (косвенными) — не требующими непосредственного контакта с исследуемой средой. Поэтому необходима сложная математическая обработка большого объема собранной информации с использованием мощных ЭВМ.

Уже первые наблюдения наземных и морских объектов в оптическом диапазоне излучения показали их высокую информативность. При полетах на высотах 200—300 км теоретически возможно невооруженным гла-

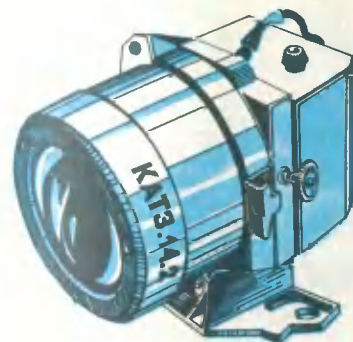


Рис. 26. Фотоаппарат КАТЭ-140, устанавливаемый на орбитальных станциях типа «Салют» для изучения природных ресурсов и картографирования

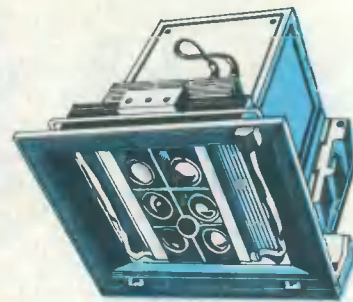


Рис. 27. Многоканальный фотоаппарат МКФ-6 для съемки земной поверхности в различных диапазонах спектра

зом различать объекты, имеющие линейные размеры 60—90 м; при применении оптических инструментов с 15-кратным увеличением наблюдаются объекты размером более 4—6 м, при 40-кратном увеличении — более 1,5—2 м. Но глаз человека — удивительный природный оптический инструмент, и космонавты наблюдают через иллюминатор явления, которые пока трудно объяснить. Вот как об этом пишет Герой Советского Союза летчик-космонавт СССР Ю. Н. Глазков¹: «У острова Ява океан вдруг «раскрылся» нашему взгляду: появились очертания дна, подводные хребты, темные колышущиеся массы, может быть, это была подводная растительность. Потрясающе, неправдоподобно, но так было! Подводный мир, увиденный с высоты 250 километров... Фантастика!».

Большую информацию о прибрежной зоне морей и океанов дает космическая фотография (рис. 25), отображающая не только детали береговой полосы, но и прибрежные отмели. Съемки, необходимые для изучения природных ресурсов и картографирования, выполняют фотоаппаратом КАТЭ-140 (рис. 26) с разре-

¹ Глазков Ю. Н. Встречи с Землей//Земля и Вселенная. 1985. № 5. С. 15.

шающей способностью 5—6 м, устанавливаемым на орбитальных станциях.

Еще большей информативностью обладают спектрально-зональные и многозональные съемки. Многоканальный фотоаппарат МКФ-6М для съемки земной поверхности в различных диапазонах спектра показан на рис. 27, а вид одного и того же участка побережья в различных зонах спектра — на рис. 28. При съемке с высоты 250 км каждый снимок аппаратом МКФ-6 охватывает площадь размером 165×115 км с разрешением объектов порядка 10—20 м. Увеличенные спектральные изображения проецируются и совмещаются на экране специального четырехзонального проектора МСП-4, где они могут быть получены в нормальном или в условном цвете.

Возможности космического фотографирования позволяют улучшить всю технологию картографического производства. Например, карты масштабов 1:1 000 000, 1:500 000 и 1:200 000 теперь можно составлять непосредственно по фотографиям, а не путем трудоемкого обобщения материала с карт более крупного масштаба, как это делали ранее. Спектрально-зональные и цветные снимки позволяют создавать карты масштабом 1:100 000, а черно-белые снимки — масштабом 1:50 000. Согласно формуле

$$1/M = F/h_n, \quad (3.4)$$

при фотографировании с высоты полета $h_n = 200$ км для получения изображения в масштабе 1:100 000 требуется фотоаппарат с фокусным расстоянием $F = 2$ м. При этом предельная точность масштаба (величина предельно различимого на карте отрезка длиной 0,2 мм) составляет 20 м.

Для безопасности мореплавания важно обнаружить опасные глубины и точно нанести их на карты без указания возле них шифра «ПС» («положение сомнительно»). Космическое фотографирование прибрежных вод позволяет избежать «проклятия точки»: промеры глубин, выполненные прямым методом — лотами и эхолотами, в большинстве случаев дают только глубину под килем промерного судна и не гарантируют отсутствия опасных глубин вблизи от точки промера. Если вы проложили на морской карте курс



Рис. 28. Космические фотографии прибрежного района, выполненные в различных зонах спектра

по участку, где не отмечены глубины, это означает только то, что здесь никто глубину не измерял, а может быть до вас здесь никто и не проходил. Конечно, в подробно обследованных районах и в зонах интенсивного судоходства вероятность посадки на неизвестную

мель мала, но самая малая вероятность не означает невозможность. Бывали случаи посадки на мель супертанкеров в хорошо освоенных прибрежных водах, что вызывало тяжелейшие экологические катастрофы.

Съемка глубин из космоса (см. рис. 25) дает полную картину распределения глубин. При использовании лазерного глубиномера в целях картографирования видно, что прибрежные воды Мирового океана достаточно прозрачны для глубин: до 20 м — в 85 % случаев, до 40 м — в 35 %, до 60 м — в 10 %. Глубины измеряются с точностью до 10 %. Фотосъемка позволяет выполнять работы на глубинах до 20 м.

В настоящее время космическая информация используется в картографическом производстве на 90 %. Картографирование Антарктиды по данным космической съемки выполнено полностью.

4.

НА СЛУЖБЕ У ОКЕАНОЛОГОВ И ГИДРОМЕТЕОРО- ЛОГОВ

КОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИЗУЧЕНИЯ ОКЕАНОВ

Экспериментальный этап реализации программы «Океан» в СССР начался в феврале 1979 г. запуском ИСЗ «Космос-1076», который был выведен на орбиту с элементами $i=82^\circ$, $h_{\text{п}}=647$ км, $h_{\text{а}}=678$ км при периоде обращения $T_o=97$ мин. В январе 1980 г. был запущен второй океанографический ИСЗ «Космос-1151» на орбиту с элементами, близкими к орбите первого. По программе ИНТЕРКОСМОС в ноябре 1979 г. был выведен на орбиту ИСЗ «Интеркосмос-20» с элементами $i=74^\circ$, $h_{\text{п}}=467$ км, $h_{\text{а}}=523$ км, $T_o=94,4$ мин, а в феврале 1981 г. — подобный же ИСЗ «Интеркосмос-21». На этих ИСЗ с помощью многоканального спектрометра и двухполяризационного СВЧ-радиометра производили измерения электромагнитного излучения поверхности океана в видимом, инфракрасном и микроволновом диапазонах. Эти измерения давали сведения о температуре поверхности океана, береговой линии, ледовой обстановке, развитии ураганов. Производились сбор и передача информации от океанографических морских буев.

В США для океанографических целей создан ИСЗ «Seasat», аппаратура которого позволяет регистрировать температуру поверхности океана, направление и силу ветра, течения, высоту и направление движения волн, ледовую обстановку, топографию поверхности океана с точностью до 10 см, ретранслировать данные морских и наземных измерительных систем. Спутники этого типа запускаются на орбиты с наклоном $i=82 \div 102^\circ$ при высоте полета от $h_{\text{п}}=725$ км до $h_{\text{а}}=1000$ км и периоде обращения $T_o=102$ мин.

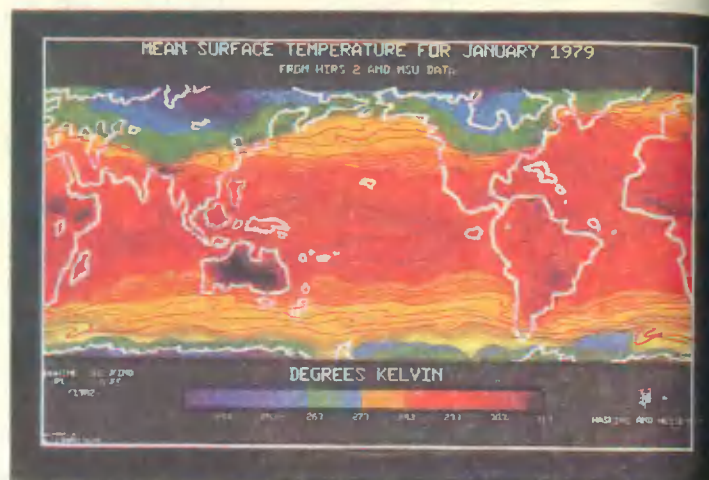


Рис. 29. Всемирная карта распределения температуры (в кельвинах; 0°C соответствуют $273,2\text{ K}$) на поверхности Земли в январе 1979 г. Видны зоны максимума температуры в Австралии и минимума — в Сибири

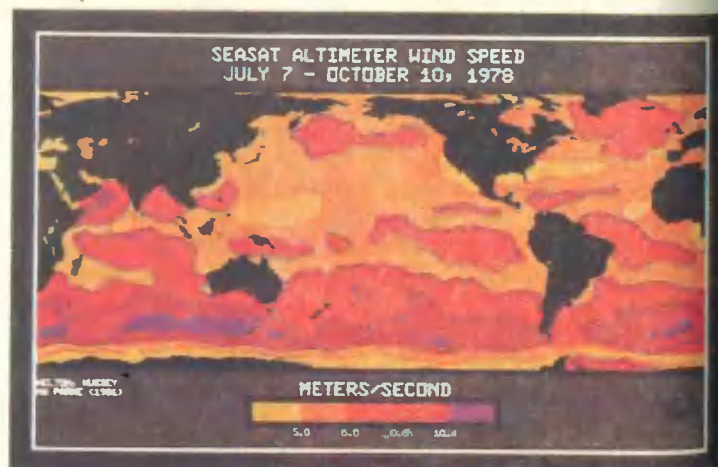


Рис. 30. Всемирная карта распределения скорости ветра, м/с, у поверхности Земли, наблюдавшегося в июле—октябре 1978 г.

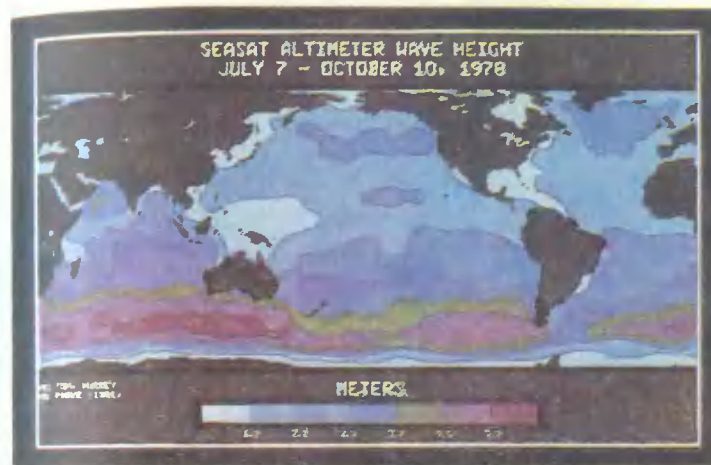


Рис. 31. Всемирная карта распределения высоты волн, м, наблюдавшихся в июле — октябре 1978 г.



Рис. 32. Всемирная карта распределения водяного пара, г/см², у поверхности океана, наблюдавшегося в июле—октябре 1978 г.

Космические методы позволяют быстро получать текущую информацию о поверхности океана, а на основе ее обобщения определять основные параметры взаимодействия океана и атмосферы в целях изучения климата планеты. Примерами таких обобщенных характеристик океана (*Курьер ЮНЕСКО*. 1986. № 3) могут служить:

сводная карта температуры поверхности океана и суши (рис. 29), позволяющая оценивать основные параметры взаимодействия океана и атмосферы при климатических исследованиях;

сводные карты распределения скорости ветра и высоты волн (рис. 30, 31) по результатам измерений радиолокационным альтиметром, информация о которых важна как для океанологии, так и для мореплавания;

сводная карта распределения водяного пара (рис. 32), влияющего на радиационный баланс земной поверхности и учитывающегося при исследованиях климата.

Информацию о состоянии океана можно практически непрерывно получать со стационарного ИСЗ, имеющего зону обзора радиусом $z_0 = 90 - [\arcsin(R_\oplus/r_{кр})] = 81,5^\circ \approx 4900$ миль ≈ 9000 км, или с океанографических ИСЗ на низкой орбите, осматривающих данный участок океана через двенадцать часов, для которых, согласно формуле (2.7), радиус зоны обзора равен в среднем $z_0 = 90 - [\arcsin(6371/6831)] = 22^\circ \approx 1300$ миль ≈ 2400 км.

Для обеспечения обзора поверхности всей Земли при запуске ИСЗ должно соблюдаться условие (в случае заданного перекрыша зон П, %):

$$\frac{\pi}{2} - \frac{z_0}{R_\oplus} (1 - \Pi) \leq i \leq \frac{\pi}{2} + \frac{z_0}{R_\oplus} (1 - \Pi). \quad (4.1)$$

Для организации морского рыболовного промысла в крупных масштабах определяющее значение имеет правильная оценка распределения биологических питательных веществ в океане. При этом важно знать относительное распределение температуры по морской поверхности, которое можно получить, например, с помощью портативного океанографического цветного дисплея JCV-16E (рис. 33), размещаемого непосредственно на судне.

Аппаратура JCV-16E получает от ИСЗ видеoinформацию о поверхности океана в видимом и инфра-

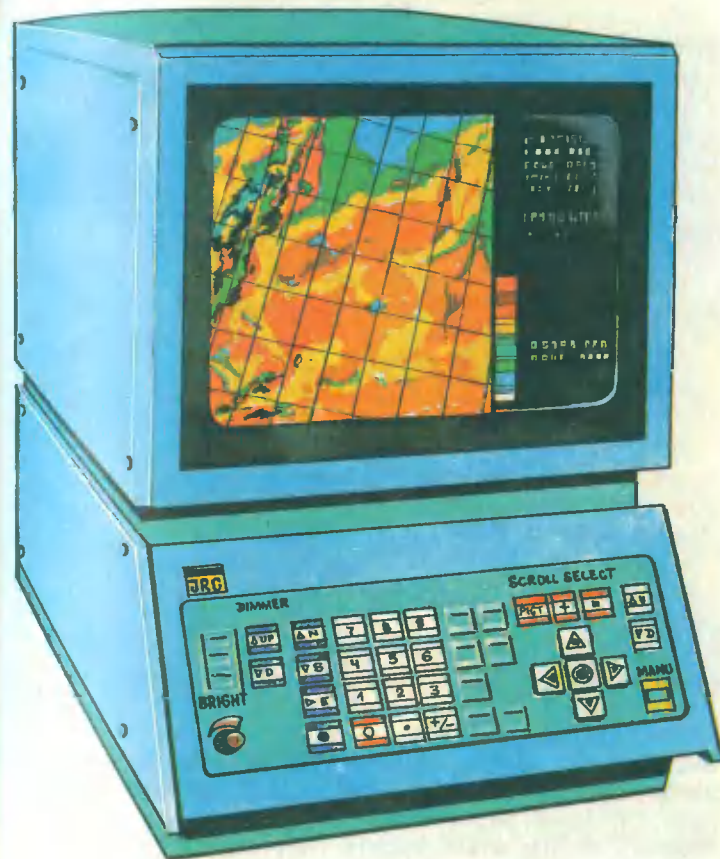


Рис. 33. Океанографический цветной дисплей JCV-16 E для оперативной информации о температуре воды в интересах рыболовных судов (Япония, фирма JRC)

красном участках спектра излучения. Данные о температуре поверхности с минимальным разрешением $0,5^\circ\text{C}$ отображаются на мониторе 16 оттенками цвета. Кроме того, на мониторе воспроизводятся картографическая сетка в удобном масштабе и местоположение судна. Масштаб изображения можно изменять, что позволяет

рассматривать картину в целом или выделять малые участки для детальной оценки условий промысла. Получаемая картина позволяет также судить об облачности и течениях. Максимально охватываемая площадь океана при работе с ИСЗ типа NOAA составляет около 3000×3000 км при разрешающей способности около 4 км.

Получаемая информация записывается на видеокассету и может быть воспроизведена для повторного анализа. Предусмотрен как автоматический, так и ручной режимы управления работой аппаратуры.

В основной комплект аппаратуры входят: антенна [2-элементная, вращающаяся; рабочие частоты 136—138 МГц, ширина диаграммы направленности $\pm(40—45^\circ)$]; основной приемник; центральное регистрирующее устройство; цветной 14-дюймовый дисплей; записывающее устройство; контрольное устройство. Общая масса — около 120 кг.

Дополнительно могут быть подключены печатающее устройство и навигационное оборудование для сопряжения с радионавигационными системами и СНС.

Новым этапом в развитии океанографических исследований океана из космоса явилось создание ИСЗ типа «Космос-1500» (см. табл. 5, П-1 и рис. 34). Главными задачами ИСЗ этого типа являются зондирование ледовых полей, обеспечение работы космических океанографических систем, создание генерализованных карт, обнаружение и исследование динамических образований в открытых частях Мирового океана.

На борту ИСЗ «Космос-1500» установлены радиофизический комплекс в составе радиолокационной станции бокового обзора и сканирующего СВЧ-радиометра (длина волны $\lambda=0,8$ см), многозональное сканирующее устройство видимого диапазона, СВЧ-радиометрический комплекс трассового типа с тремя каналами ($\lambda=0,8; 1,35; 8,5$ см); радиотелевизионный комплекс, обеспечивающий передачу видеoinформации по радио каналам дециметрового и метрового диапазонов. Полный объем видеoinформации с пространственным разрешением около 1 км от радиолокатора бокового обзора и многозонального сканирующего устройства может передаваться непосредственно или считываться с запоминающего устройства.

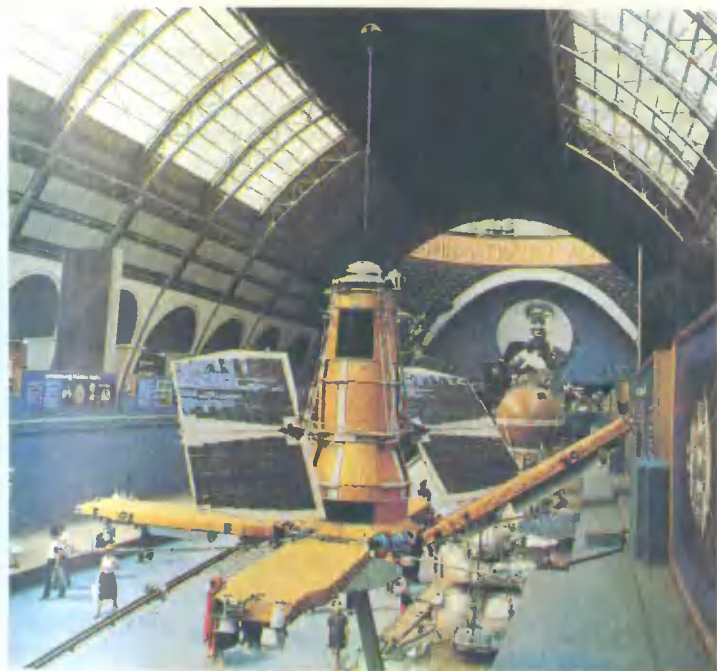


Рис. 34. Океанографический ИСЗ «Космос-1500», запущенный 28 сентября 1983 г.

Отличительной особенностью данного этапа использования океанографических ИСЗ является его практическая направленность на нужды народного хозяйства, в первую очередь — на обеспечение судоходства в Арктике. Наземные станции приема информации от ИСЗ расположены в Москве, Новосибирске и Хабаровске. Зона уверенного приема информации каждой станцией равна 2500 км, что позволяет получать прямую передачу данных по всей территории Советского Союза, акваториям прилегающих к ней морей, Северному Ледовитому и Тихому океанам. Радиолокационные снимки обстановки по Северному морскому пути передаются непосредственно в штаб морских операций.

Освещение остальной части Мирового океана осуществляется по видеозаписи многозональной информа-

ции по площади около 1900×2500 км и радиолокационной информации по площади около 470×2500 км. Предусмотрен вариант упрощенной передачи с разрешением около 2 км на отечественные и иностранные пункты автономного приема информации.

Аппаратура ИСЗ обеспечивает одновременную передачу данных в оптическом и в СВЧ-диапазонах, совместная обработка которых дает наиболее полную информацию об условиях плавания. Полоса обзора в совмещенном кадре занимает около 900 км и располагается вдоль трассы с левой стороны движения ИСЗ.

Аппаратура сбора информации от океанографических буев производит вызов буйа в зоне радиовидимости, передачу сообщения объемом до 2 Кбит по линии буйа — ИСЗ — приемная станция и определение места буйа с точностью 5×5 км.

Получаемые от ИСЗ типа «Космос-1500» данные используются службами Госкомгидромета СССР и по заявкам 70 крупными потребителями научного и народного хозяйственного профиля. Орбита ИСЗ близка к квазисинхронной с 3-суточным циклом повторения трасс (при смещении восходящего узла в конце 44 витка около $1,2^\circ$), что обеспечивает полный обзор Арктики и других районов Мирового океана по последовательной серии снимков. При работе по ледовым полям на всепогодных радиолокационных изображениях надежно выделяются границы многолетних льдов, крупные каналы и разводья в многолетних льдах, материковые и шельфовые льды, однолетние льды.

При работе по открытым акваториям морей и океанов выделяются ветровые поля вблизи береговой черты, вихревые образования, поверхностные проявления внутренних волн, фронтальные разделы в воздушных и водных массах.

Проведенные за последние два-три десятилетия исследования Мирового океана, в том числе по данным от ИСЗ, изменили существовавшее представление о малой изменчивости состояния его вод и о его структуре. Выяснилось, что на фоне медленно развивающихся вековых климатических процессов в океане протекают вихревые процессы, представляющие первостепенный интерес для народного хозяйства и мореплавания.

Рис. 35. Основные районы размещения полезных ископаемых в Мировом океане
1 — прибрежная зона континента; 2 — континентальный шельф; 3 — месторождения нефти и газа; 4 — прибрежно-морские россыпи тяжелых минералов; 5 — поля железомарганцевых конкреций; 6 — подводные коренные месторождения каменного угля, железных руд, медно-никелевых руд и др.; 7 — россыпи алмазов; 8 — фосфориты



Возникая в районах фронтальных разделов различных по физическим свойствам водных масс, в зонах мощных океанических течений, эти океанские вихри — ринги — охватывают районы до нескольких сотен километров, проникают на сотни и тысячи метров в глубину, перемещаются на несколько десятков километров за сутки и способны существовать несколько лет. Они оказывают существенное влияние на формирование погоды, на всю схему течений и, как следствие, на эффективность морских перевозок и безопасность судоходства, на развитие органической жизни в океане и, следовательно, на развитие морских промыслов.

Новые знания, накопленные об океане, позволяют, например, развеять мифы о знаменитом Бермудском треугольнике — этом «незащитом пупе Земли», где якобы под влиянием «нечистой силы» или космических пришельцев происходят таинственные аварии судов и самолетов. Расположенный между параллелями 20° N и 30° N и меридианами 60° W и 70° W, этот треугольник опирается вершинами на полуостров Флорида, остров Пуэрто-Рико и Бермудские острова (см. рис. 22). Этот район в зоне действия мощного течения Гольфстрим и образуемых им рингов, в зоне резкого гравитационного снижения уровня океана, на пути тропических ураганов, с большим количеством подводных опасностей достаточно сложен и опасен для плавания без вмешательства «нечистой силы» (так же как и пользующееся не менее дурной славой Море Дьявола, расположенное к югу от Японских островов). При неблагоприятном совокупном влиянии природных факторов может сложиться ситуация непреодолимого бедственного воздействия морской и воздушной стихий не только на судно, у моряка может стать «бермудорно на сердце и бермудно на душе» (В. С. Высоцкий).

На всей огромной акватории Мирового океана в настоящее время проводятся поиски различных видов минерального сырья, горючих полезных ископаемых. Представление о направленности и районах проведения этих работ можно получить по рис. 35. Их выполнение обеспечивается автоматизированными навигационно-геофизическими системами, в работе которых широко используются данные от метеорологических, навигационных и связных спутниковых систем.

КОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ В ИЗУЧЕНИИ И ПРОГНО- ЗИРОВАНИИ ПОГОДЫ

Трудно назвать отрасль народного хозяйства, на которую не оказывало бы влияние состояние погоды и для которой своевременное достоверное предсказание погоды было бы несущественным. Мореплавание, наряду с воздухоплаванием, является наиболее зависимой от погоды областью деятельности человека. Неслучайно первая служба предсказания погоды была создана более ста лет назад после катастрофы англо-французского флота, осаждавшего Севастополь и разбившегося о скалы вследствие бури у Балаклавы.

Состояние погоды и ее последующие изменения зависят от формирования, развития и движения в атмосфере возмущающих ее волн и вихрей, охватывающих территории до нескольких тысяч километров и успевающих переместиться за сутки на расстояние в несколько сотен и даже тысяч километров. Для выявления таких процессов в атмосфере и прогнозирования их развития создана сеть из нескольких десятков тысяч наземных станций, наблюдающих за погодой и передающих информацию о ней в единые сроки для гидрометеорологических центров различных государств. В рамках Всемирной метеорологической организации, объединяющей более 150 государств, действует Всемирная служба погоды, объединяющая данные государственных метеослужб в единую систему. В составе глобальной системы наблюдений за погодой функционирует космическая подсистема, образованная низкоорбитальными спутниками типа «Метеор» (рис. 36) на околополярных орбитах (см. табл. 5 и П-1) и геостационарными спутниками (рис. 37).

Первые метеорологические наблюдения из космоса были выполнены с третьего советского ИСЗ, запущенного 15 мая 1958 г.

В последующие годы проводились экспериментальные запуски ИСЗ типа «Космос» с отработкой элементов аппаратуры для гидрометеорологических наблюдений. Первым специализированным гидрометеорологическим ИСЗ (ГМ ИСЗ) был «Космос-122», запущенный



Рис. 36. Метеорологический искусственный спутник Земли «Метеор-2», запущенный в 1975 г.

25 июня 1966 г. на круговую орбиту с элементами $i=65^\circ$, $T_a=97$ мин, $h_n=625$ км; он выполнял наблюдения облачности, снежного покрова и ледяных полей, радиации Земли.

В феврале — апреле 1967 г. в СССР начала функционировать метеорологическая космическая система (МКС) «Метеор». В состав этой системы вошли ИСЗ «Космос-144» и «Космос-156», а с октября 1967 г. — и «Космос-184»; эти ИСЗ были запущены на орбиты с элементами $i=81,2^\circ$, $T_a=97$ мин, $h_n=630$ км, восходящие узлы которых были разнесены по экватору в целях наилучшего охвата земной поверхности. Один и тот же район Земли осматривался 2 раза в сутки. Кроме ИСЗ в состав системы входят пункты приема, обработки и распространения метеоинформации,

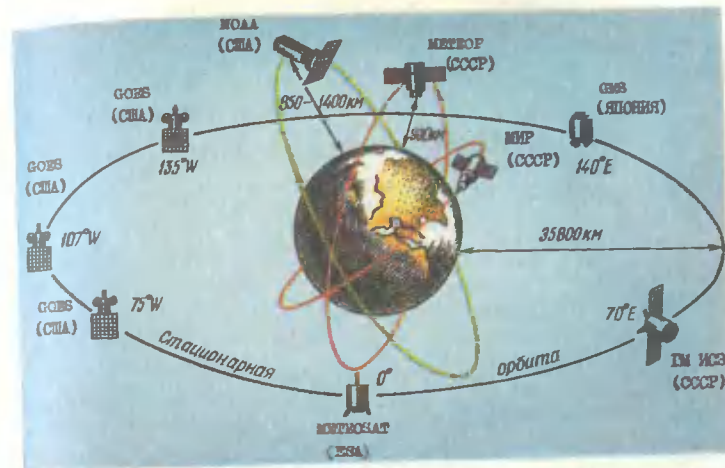


Рис. 37. Метеорологические космические системы и ИСЗ метеорологического предназначения. Точки стояния стационарных ГМ ИСЗ

службы контроля бортовых систем ИСЗ и управления ими. По прямым каналам связи вся информация передается в Гидрометеоцентр СССР, ее автоматизированная обработка занимает около 1,5 ч. В последующем система пополнялась ИСЗ типа «Метеор-2» ($i=82,5^\circ$, $T_a=104$ мин, $h_n=950$ км) и типа «Метеор-3» ($i=82,5^\circ$, $T_a=110$ мин, $h_n=1250$ км).

Метеорологическая система, основанная на ИСЗ NOAA ($i=102^\circ$, $T_a=115$ мин, $h_n \approx 900 \div 1460$ км) функционирует в США. Метеорологические спутники запущены также в Индии, Японии, Франции и других странах.

Входящие в МКС спутники оснащены телевизионной аппаратурой с разрешающей способностью около 1,5—3 км; инфракрасными радиометрами с разрешающей способностью около 7—20 км; микроволновой и радиолокационной аппаратурой, аппаратурой связи.

Считается, что за один период обращения ГМ ИСЗ сообщают информацию, превышающую по объему работу 10 000 наземных метеостанций за сутки, а для

получения соответствующей информации по морским театрам потребовалась бы работа 20 000 судов погоды.

Оптимальный состав космической системы наблюдения за погодой можно представить состоящей из трех ярусов:

низкоорбитные космические станции, обслуживаемые космонавтами. Выполняют визуальные наблюдения за развитием опасных метеорологических процессов (высота полета $h_n \approx 200 \div 300$ км, период обращения около 90 мин, радиус зоны обзора около 1600 км) в тропических и умеренных широтах;

низкоорбитные ГМ ИСЗ на околополярных орбитах. Автоматически освещают в установленные стандартные сроки наблюдений метеоданные для численных методов прогнозирования погоды по регионам и обеспечивают наблюдения за мелкомасштабными и среднемасштабными процессами в атмосфере. Имеют зону обзора радиусом около 3200 — 3900 км;

стационарные ГМ ИСЗ на экваториальной орбите, размещенные по международному соглашению в долготях, обеспечивающих охват всего тропического пояса — «кухни погоды» планеты (см. рис. 37). При радиусе зоны обзора около 9000 км обеспечивают непрерывные наблюдения за общей циркуляцией атмосферы, осуществляют сбор и ретрансляцию метеоданных от других систем в центры обработки и на суда.

В судовых условиях гидрометеорологическая информация может быть получена, например, в форме факсимильной карты погоды (рис. 38) или же может непосредственно освещаться на экране метеорологического монитора (рис. 39). Прием информации от Всемирной метеорологической организации с помощью аппаратуры фирмы «Тайо» TF-733 осуществляется автоматически в диапазонах частот 3—24 МГц и 80—160 кГц. Прием информации в реальном масштабе времени аппаратурой NESDUS-70A дает сведения об облачности, температуре воды, течениях. С помощью этой аппаратуры можно осуществлять поиск районов, богатых рыбой, выбор оптимального пути, уклонение от тайфунов и циклонов. На дисплее воспроизводится координатная сетка и индицируется место судна.

Примером глобальной оценки облачности может служить картина ее распределения, показанная на

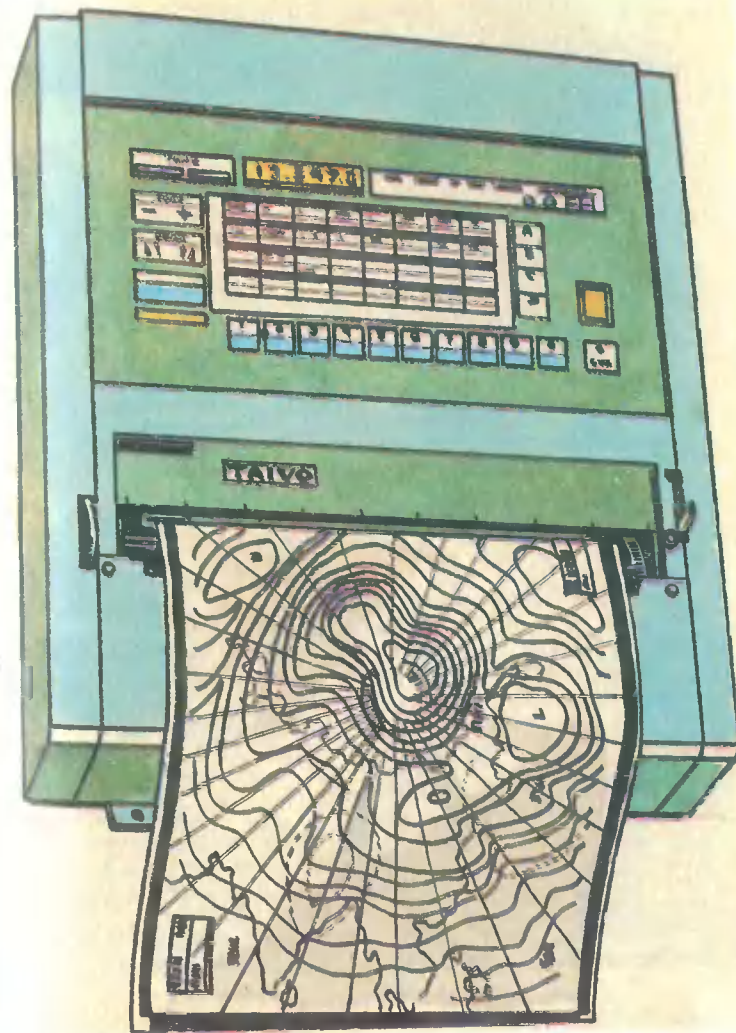


Рис. 38. Многоволновый термopриемник факсимильных карт погоды типа TF-733 фирмы «Тайо» (Япония)

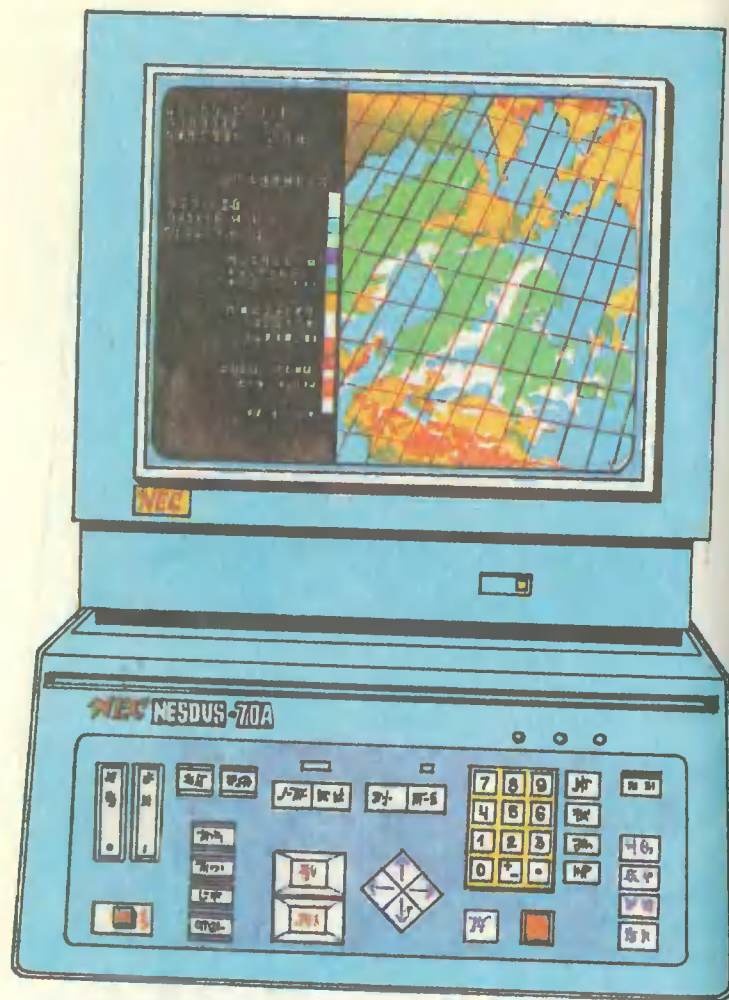


Рис. 39. Аппаратура для приема спутниковой информации NESDUS-70A фирмы NEC (Япония)

рис. 1. Даже в таком обобщенном виде она предупреждает, в частности, о наличии конвективных облаков и сопутствующих им шквалов в «ревуших со- роковых» южных широтах.

Полноценный учет гидрометеорологической обстановки по маршруту плавания возможен при централизованном руководстве выбором оптимального пути судна по рекомендациям Гидрометеоцентра СССР.

Как в давние времена, когда «на деревянных кораблях плавали железные люди», так и в наше время судно любого класса может потерпеть аварию под воздействием ураганного ветра и волнения, обледенения, вследствие потери ориентации в плохую видимость. При любых условиях надо заботиться об экономической эффективности плавания, а она прежде всего связана с экономией ходового времени. Потери ходового времени для современных судов происходят главным образом под влиянием волнения и неверно учитываемого течения. При океанском плавании необходимо учитывать перемещающиеся циклоны и антициклоны. Задачей береговой группы обслуживания судов рекомендованными курсами является помощь капитану судна в выборе наиболее благоприятного пути в создавшейся во время рейса ситуации. Получаемая от ГМ ИСЗ информация является наиболее оперативной, на ее основе вырабатывают прогноз плавания на два-три дня вперед. Опыт показывает, что суда, плавающие по рекомендованным путям, выполняют плановый график движения или же опережают его в 96 % рейсов, достигая экономии 5—10 % ходового времени и существенного материального эффекта.

Изречение «кто на море не бывал, тот и горя не видал» относится прежде всего к тем, кто не побывал в тропическом циклоне. Не всегда, к беде моряков, единоборство с тропическим циклоном заканчивается в пользу человека. По международной статистике тропические циклоны составляют 20% ежегодно происходящих стихийных бедствий, именно они приносят наибольшее количество человеческих жертв.

Тропические циклоны зарождаются в жарких районах морей тропического пояса. В зависимости от района их называют тайфунами (от кит. *тай фын* — большой ветер), ураганами (от местного карибского *уракан*), циклонами — в Индийском океане, вили-вили — в Австралии. Ураганам, обнаруженным метеослужбами, обычно присваивают женские имена, например, «Камилла», «Бетси», «Элла» и др.

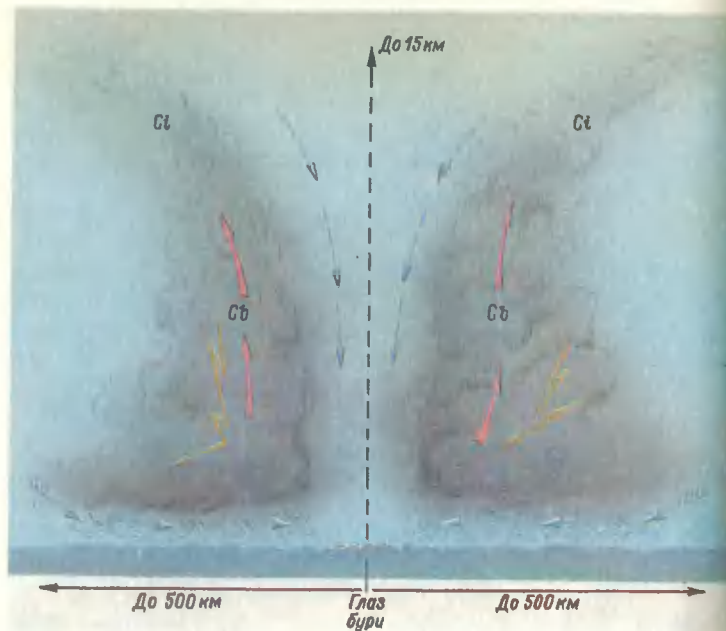


Рис. 40. Схема развития тропического циклона

Солнце, стоящее в вышине тропического неба, разогревает воду океана и передает ей огромное количество энергии, а в отдельных местах — перегревает ее. Атмосферное давление над перегретой областью становится заметно ниже окружающего и в результате создается эффект «дымовой трубы»: окружающие массы воздуха стекают к перегретой области, где, в свою очередь, нагреваются и вместе с водяными парами устремляются в верхние слои атмосферы на высоту до 15 км; здесь вследствие охлаждения развивается процесс конденсации, появляются мощные белые облачные массивы с темными основаниями — кучево-дождевые облака (*Cb* — от лат. *Cumulonimbus*) возникают грозы и ливневые осадки, шквалы. Этот процесс схематически показан на рис. 40.

В результате вращения Земли движущиеся к центру циклона воздушные массы приобретают вращение



Рис. 41. Космическая фотография тропического циклона

против часовой стрелки в северных широтах и по часовой стрелке — в южных широтах; соответствующее движение облачных масс придает им спиралеобразную форму, хорошо заметную при наблюдениях из космоса (рис. 41). На периферии видны перистые облака — предвестники циклона (*Ci* — от лат. *Cirrus*).

Тропический циклон представляет собой локальную область диаметром 300—500 км (иногда до 1000 км)

с резко понижающимся атмосферным давлением. В центре его давление, как правило, менее 970 гПа, а барический градиент достигает 40 гПа на 100 км. Погода здесь характеризуется ураганными ветрами со скоростью более 30—60 м/с и с исключительно сильным волнением (высота волн до 15 м и более), ливнями и грозами, малой видимостью. В центре циклона, называемом «глазом бури» и имеющем диаметр 20—40 км, ветер стихает, но происходит опаснейшее беспорядочное волнение — толчея волн.

Зародившийся тропический циклон перемещается с востока на запад и удаляется от экватора в умеренные широты в направлении на север и северо-восток или на юг и юго-восток соответственно в северном и южном полушариях Земли. Скорость этого перемещения вначале равна 5—10 уз (10—20 км/ч), а в широтах более 20° она возрастает до 20—27 уз (40—50 км/ч).

Капитан судна обязан принять меры для уклонения от встречи с тропическим циклоном или для избежания встречи с его наиболее опасной центральной частью и выйти в наименее опасную *левую* половину циклона (по ходу его движения) — в северном полушарии, или *правую* — в южном полушарии. Он может решить эту жизненно важную задачу только при своевременном полученной информации о координатах центра циклона, направлении и скорости его движения. Направление и скорость движения циклона изменчивы, поэтому такая информация должна быть достаточно частой.

Оперативное обнаружение тропических циклонов возможно при наблюдениях с высоких орбит (см. рис. 37). Размещенные на стационарной орбите ГМ ИСЗ позволяют получить видимое или инфракрасное изображение высокого качества подстилающей поверхности Земли на удалении 60—70° от экватора (6,5—7,5 тыс. км) с интервалом времени около 30 мин и при эффективном разрешении снимков около 10 км. Показанное на рис. 37 размещение ГМ ИСЗ обеспечивает получение информации практически во всех судходных районах при непосредственной ее передаче потребителям. Так, например, в зоне видимости ИСЗ «Гоес», имеющего долготу $\lambda=75^\circ$ W, расположена

ураганоопасная зона Карибского моря и восточного побережья США.

Основным прибором ИСЗ «Гоес» является радиометр, имеющий один канал видимого диапазона и 12 каналов инфракрасного диапазона излучения, что позволяет получать данные о вертикальном профиле атмосферы — ее температуре и влажности на разных высотах, характеризующих облачные системы. При обнаружении участков с признаками появления тропических циклонов наблюдение за ними усиливается.

ГМ ИСЗ «Метеосат» запущен Европейским космическим агентством (ЕКА) при участии ряда западноевропейских стран в точку стояния на Гринвичском меридиане ($\varphi=0^\circ$; $\lambda=0^\circ$). Его основным прибором является 3-канальный радиометр, дающий изображения облачности и подстилающей поверхности Земли каждые 25 мин в видимой или инфракрасной облачности спектра.

ГМ ИСЗ «Химавари» выведен Японией в точку стояния $\lambda=140^\circ$ E. Он передает снимки облачного покрова каждые 30 мин, а также производит ретрансляцию передач метеоинформации от судов и самолетов в центр сбора метеоданных. Разрешение снимков в видимом диапазоне составляет 1,2 км, а в инфракрасном диапазоне — 5 км.

На последних моделях стационарных ГМ ИСЗ предусмотрена аппаратура космической системы поиска и спасения аварийных судов и самолетов (см. гл. 7).

5.

СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ И ТЕЛЕВИДЕНИЯ

ГОСУДАРСТВЕННЫЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ И ТЕЛЕВИДЕНИЯ СССР

Создание спутниковых систем связи явилось первым крупным народнохозяйственным вкладом создателей ИСЗ. Первый связной искусственный спутник Земли (СВ ИСЗ) «Молния-1» был создан непосредственно под руководством С. П. Королева и запущен 23 апреля 1965 г. (см. табл. 5 и П-1). В 1967 г. на основе этого СВ ИСЗ была создана первая в мире спутниковая система телевизионного вещания «Орбита». В 1971 г. на орбиты с близкими элементами стали выводить спутники-ретрансляторы типов «Молния-2» (рис. 42) и с 1974 г. — «Молния-3». В настоящее время действует около 100 наземных приемных станций системы «Орбита».

С 1975 г. на геостационарную орбиту выводят СВ ИСЗ «Радуга» с многоствольной ретрансляционной аппаратурой для телефонной связи и телевизионного вещания. В 1976 г. создана массовая телевизионная сеть «Экран», обслуживающая районы Крайнего Севера. В 1980 г. начала действовать телевизионная система «Москва», основанная на работе с СВ ИСЗ «Горизонт» (рис. 43). Эта система улучшила также телефонную связь с отдаленными районами страны. Телевидение СССР принимается теперь не только на территории страны, но и советскими учреждениями практически во всех западноевропейских, североафриканских и приграничных азиатских странах.

Стационарные СВ ИСЗ, размещенные с 1984 г. в точках стояния, показанных на рис. 44, позволили организовать вещание по пяти временным зонам (разница местного времени в населенных пунктах каждой



Рис. 42. Спутник связи «Молния-2»

зоны не превышает 1 ч). Вещание начинается в зоне А (программа Орбита-1), через два часа — в зоне Б (программа Орбита-2) и так далее. В зоне М непосредственно передается Первая общесоюзная программа. Вторая программа передается таким же порядком (Блок-1 и т. д.). В настоящее время первую программу Центрального телевидения смотрят 93 % населения страны, две программы — 80 %, три — 28 %.

С 12 июля 1972 г. на базе ИСЗ «Горизонт» функционирует Международная система связи ИНТЕРСПУТНИК, зона действия которой показана на рис. 45. Эта система обеспечивает телефонную, телеграфную, фототелеграфную и телекодировую связь, обмен радиовещательными и телевизионными программами; она обслуживает 11 социалистических стран и ряд других.

По современной оценке мировая потребность в спутниковой связи ежегодно увеличивается на 20%, поэтому семейство СВ ИСЗ совершенствуется и пополняется.

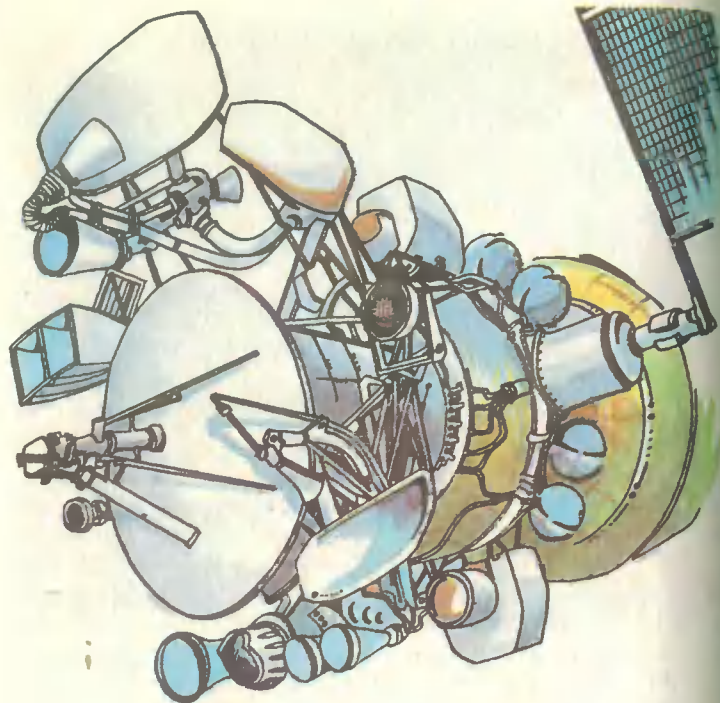


Рис. 43. Спутник связи «Горизонт»

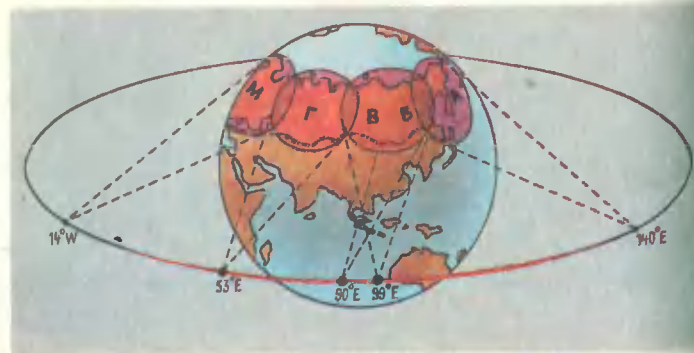


Рис. 44. Размещение СВ ИСЗ в точках стояния на стационарной орбите и зоны телевизионного вещания в СССР

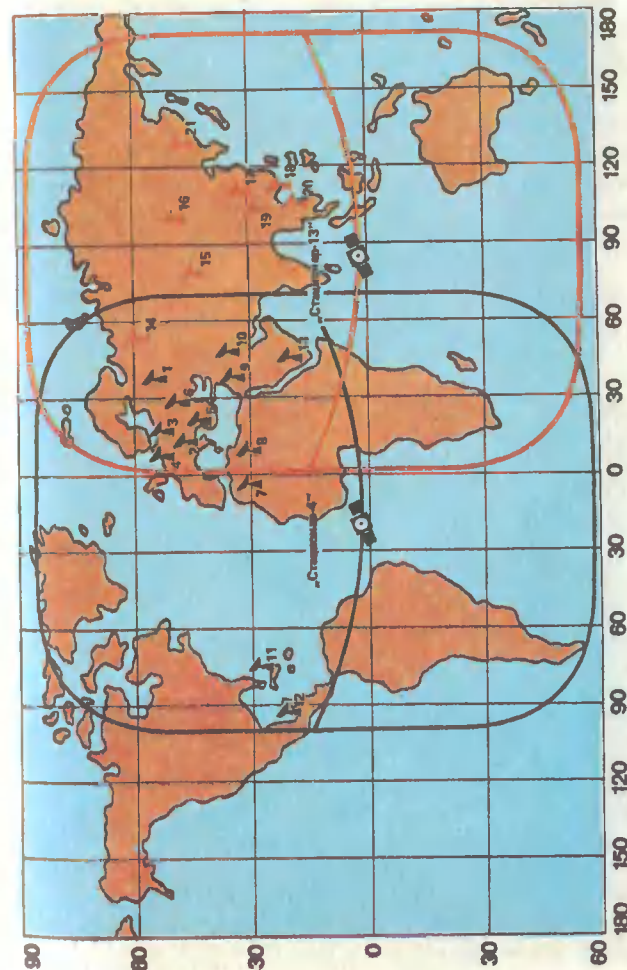


Рис. 45. Международная спутниковая система связи ИНТЕРСПУТНИК

1 — Москва; 2 — Прага; 3 — Варшава; 4 — Берлин; 5 — Будапешт; 6 — София; 7 — Аджир; 8 — Триполи; 9 — Дамаск; 10 — Багдад; 11 — Гаваи; 12 — Маанага; 13 — Аден; 14 — Москва; 15 — Кабул; 16 — Улан-Батор; 17 — Хинои; 18 — Хошимин; 19 — Вьетнам; 20 — Пномпень; 21 — Пхеньян

СПУТНИКОВАЯ СВЯЗЬ НА МОРЕ

Быстрая и надежная связь на море жизненно необходима для управления движением судов и их производственной деятельностью, обеспечения безопасности мореплавания и в случае необходимости спасательных работ. Национальная морская спутниковая система связи СССР (МССС) «Волна» предусматривает использование каналов четырех СВ ИСЗ «Горизонт», выведенных в точки стояния 53° E , 90° E , 140° E и 14° W .

В настоящее время судами с судовой аппаратурой спутниковой связи оснащено около 5000 судов мирового торгового флота. Посредством трех СВ ИСЗ, выведенных в точки стояния (рис. 46), осуществляют телефонную и телеграфную связь, телетайпные и факсимильные передачи; начаты опыты по передаче на суда цветных телевизионных программ. Эта МССС при участии 48 государств функционирует с 1982 г. под названием ИНМАРСАТ. СССР является одним из основоположников этой системы, на нашей территории расположены два Центра международной спутниковой связи: ЦМСГ-1 в Одессе, обеспечивающий координацию деятельности системы в Атлантическом и Индийском океанах; ЦМСС-2 в Находке, обеспечивающий деятельность системы в Индийском и Тихом океанах.

Действующие СВ ИСЗ системы ИНМАРСАТ имеют 35—40 каналов телефонной связи, с 1989 г. предполагается запуск СВ ИСЗ со 125 каналами. Предусмотрена связь с группами судов, судна с другим судном, судна с самолетом.

Возможности судовой аппаратуры спутниковой связи достаточно велики при малых ее массе и габаритах. Так, например, выпускаемая японской радиокорпорацией судовой станция системы ИНМАРСАТ JVE-35 (рис. 47), малогабаритна и имеет общую массу около 200 кг. Оборудование на верхней палубе имеет массу до 150 кг.

Прием сообщений осуществляют на частотах 1535—1543,5 МГц, передачу — в диапазоне 1636,5—1645,0 МГц. Возможна настройка на 339 каналов в диапазоне 25 кГц. Антенна параболическая, диаметром 0,9 м, в обтекателе.

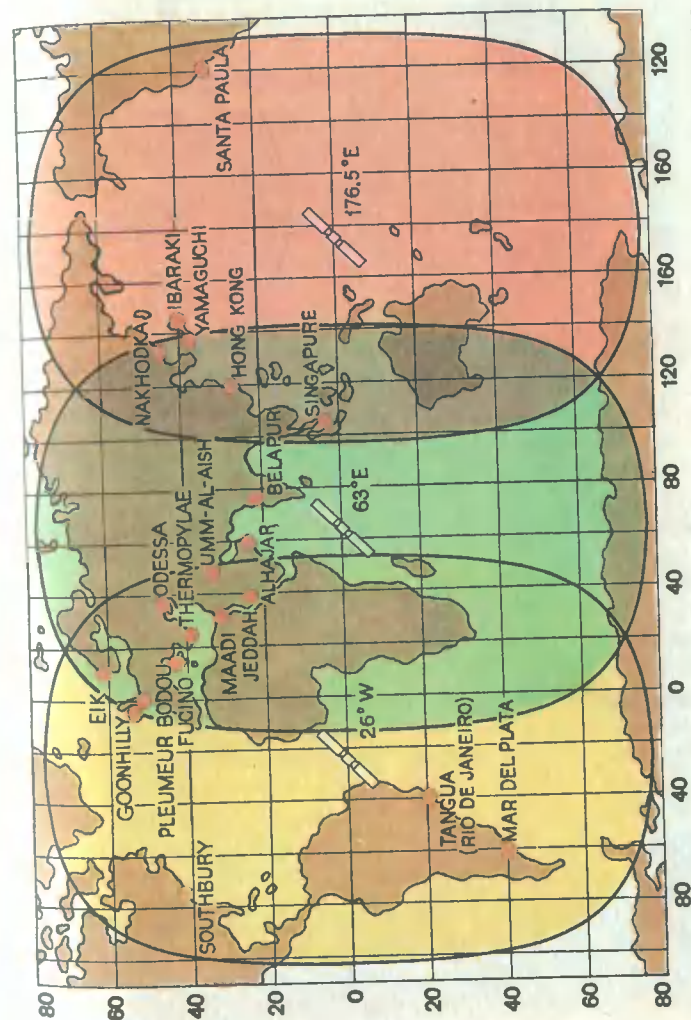


Рис. 46. Международная морская спутниковая система ИНМАРСАТ

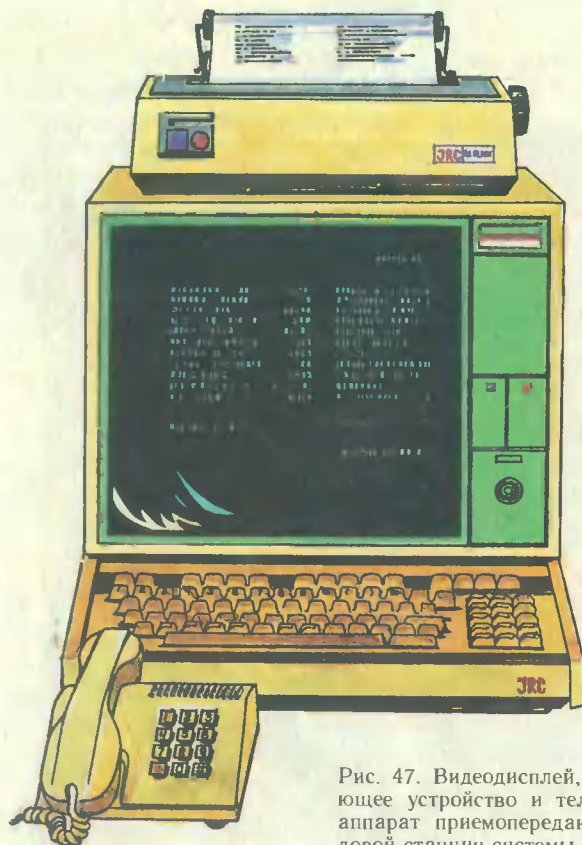


Рис. 47. Видеодисплей, печатающее устройство и телефонный аппарат приемопередающей судовой станции системы ИНМАРСАТ, выпускаемой корпорацией JRC; модель JVE-35 (Япония)

Существует еще несколько МССС: «Марисат» (США), «Маротс» (ЕКА) и др.

К достоинствам спутниковых систем связи можно отнести их высокие надежность и качество, большую пропускную способность каналов связи. Потребность во всех услугах средств связи будет непрерывно возрастать, что обусловлено экономической целесообразностью их применения. В СССР все работы по внедрению спутниковых систем в мореплавание осуществляет Всесоюзное объединение «Морсвязьспутник».

6.

СПУТНИКОВЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

ПРЕДМЕТ И МЕТОДЫ НАВИГАЦИИ

В русский язык слово *навигация* (от лат. *navigation* — мореплавание, судоходство) вошло в начале XVIII в. В наше время под морской навигацией понимают науку о выборе пути, определении места и перемещения судна на море с учетом решения стоящих перед ним задач и влияния внешней среды. С развитием авиации и космонавтики сформировались воздушная навигация и космическая навигация, решающие задачи управления движением различных летательных аппаратов.

Основная задача навигации состоит в оптимальном управлении движением судна с целью привести его в заданное место к установленному сроку с соблюдением безопасности плавания. Штурман судна должен непрерывно вести контроль за его движением по назначенному маршруту, достаточно часто и точно определяя его место и внося коррективы в курс и скорость движения судна.

Безопасность — одно из главных требований к морской навигации. От его выполнения зависят эффективность работы транспортного и промыслового флотов, охрана жизни на море, охрана природной среды от загрязнений, часто возникающих при авариях судов. Основой безопасного мореплавания являются технические средства навигации, позволяющие реализовать оптимальные методы вождения судов, определять их местоположение (географическую широту места φ и его географическую долготу λ), направление и скорость движения судна, обеспечивать безопасное расхождение с другими судами в любых условиях видимости.

Определения места судна — обсервации штурман производит с некоторыми интервалами времени, в течение которых он учитывает по компасу и лагу движение судна либо графически на карте, либо аналитически с помощью различного рода вычислительных машин, т. е. осуществляет *счисление пути судна*. Графический учет движения судна по данным счисления и обсерваций называется *навигационной прокладкой*. В ходе нее учитывают снос судна с намеченного пути под влиянием ветра и, что особенно трудно, под влиянием течения. Таким образом, счисление учитывает перемещение корабля или судна относительно исходного обсервованного места. Чем выше точность исходной обсервации, тем выше навигационная безопасность плавания и больше интервал времени между обсервациями при условии сохранения заданной точности плавания.

С течением времени погрешности счисления нарастают, поэтому обсервации должны быть достаточно частыми. Вблизи навигационных опасностей требуется непрерывное определение места судна с очень высокой точностью.

Спутниковые навигационные системы представляют собой государственные народнохозяйственные комплексы, предназначенные для точного определения места объектов, движущихся по Земле, в атмосфере и в ближнем космосе, а также их скорости движения.

Определение места судна, вообще говоря, может быть выполнено по наблюдениям наземных или космических ориентиров, координаты которых заранее известны или могут быть вычислены на момент наблюдений. Процесс обсервации можно представить состоящим из трех этапов:

- 1) измерения навигационных параметров (например, расстояний судно — ориентир или направлений с судна на ориентиры), т. е. величин, зависящих от положения судна относительно ориентиров. Этот этап иногда называют относительной привязкой;

- 2) вычисления координат ориентиров по информации об их движении или отыскания мест ориентиров на навигационной карте;

- 3) вычисления обсервованных координат места судна φ_0 и λ_0 графическим или аналитическим решением

системы уравнений, связывающих координаты ориентиров, координаты места судна и навигационные параметры.

Раздел морской навигации, рассматривающий задачи определения места судна по наблюдениям естественных и искусственных космических ориентиров (светил, ИСЗ), называется *морской астронавигацией*. При наблюдениях небесных светил навигационные параметры измеряют оптическими угломерными инструментами — навигационным секстаном или различными астронавигационными визирами. При наблюдениях ИСЗ навигационные параметры измеряют радиоэлектронными устройствами с более высокой точностью, чем это достижимо оптическими навигационными приборами, и в любую погоду.

Для определения места судна служат также радионавигационные системы (РНС) прибрежного и дальнего действий (см. табл. П-4). РНС не всегда достаточно точны и надежны, поскольку зависят от солнечных возмущений и магнитных бурь, магнитных аномалий, возмущений ионосферы вблизи моментов восхода и захода Солнца и др. Поэтому хорошая штурманская практика предполагает комплексное использование всех имеющихся технических средств навигации для взаимной проверки результатов обсерваций.

Главную роль в морской навигации за последние годы приобрели СНС. Посредством СНА на судах выполняют подавляющее большинство обсерваций. В настоящее время в мире около 80 000 судов торгового флота имеют на борту СНА; в отечественном морском флоте этой аппаратурой оборудовано около 3000 судов. Только СНС соответствует требованиям ИМО к точности мореплавания в любых районах океана. На нее не влияют время суток, сезон и состояние погоды, она же дает информацию о точном времени.

СТРУКТУРА И ПРИНЦИП РАБОТЫ СНС

Спутниковые навигационные системы были созданы в середине 60-х гг. XX в. в результате бурного развития радиоэлектроники, вычи-

параметров, ЭИ и T , данных о счислимом месте судна и элементах его движения в приемнике-вычислителе (ПВ) СНА вырабатываются obserвованные координаты места судна φ_0 и λ_0 .

В принципе вычисление obserвованных координат возможно как на основе измерений навигационных параметров по одному НИСЗ в период прохождения его в зоне связи, так и по нескольким одновременно наблюдаемым в зоне связи НИСЗ.

НАВИГАЦИОННЫЕ ПАРАМЕТРЫ, ИЗМЕРЯЕМЫЕ В СНС

В СНС относительную привязку места судна к месту НИСЗ осуществляют измерением навигационных параметров — величин, характеризующих место и перемещение судна в заданной системе координат. Пространственное положение судна относительно НИСЗ может быть зафиксировано, например, путем измерений дальности НИСЗ — судно и угловой высоты и азимута НИСЗ. Эти три параметра вполне определяют взаимное положение судна и НИСЗ.

Каждому измеренному навигационному параметру в пространстве соответствует вполне определенная поверхность положения, которую называют *изоповерхностью*. Например, изоповерхностью дальности D_1 от судна до НИСЗ в точке σ_1 (рис. 49) является сфера радиусом D_1 , центр которой совпадает с местом НИСЗ.

Место любого объекта в пространстве определяется в точке M пересечения не менее трех изоповерхностей. При решении задач мореплавания и при определении места пунктов на суше одной из этих изоповерхностей является поверхность геоида (с учетом его отклонений от поверхности референц-эллипсоида; см. гл. 1 и 3). Соответствующий точке геоида местный геоцентрический радиус Земли r_\oplus можно рассматривать в качестве навигационного параметра, зависящего от координат места судна M (φ, λ).

В дальномерном методе определения места судна по перемещающемуся НИСЗ (см. рис. 49) результат

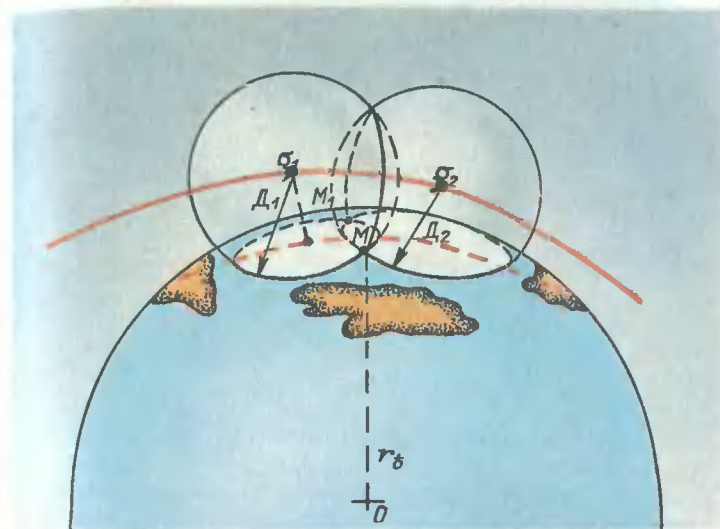


Рис. 49. Дальномерный метод определения места судна по НИСЗ

может быть получен при известном радиусе r_\oplus измерением, как минимум, двух дальностей D_1 и D_2 .

В пересечении стадиометрических изоповерхностей с параметрами D_1 и D_2 и земной поверхности образуются *изолинии* измеренных дальностей. Если полагать Землю шаром, то эти изостадии являются окружностями на поверхности земного шара. Можно сказать, что место судна M определяется в пересечении двух изостадий. Но существует неоднозначность такой обсервации, так как дальностям D_1 и D_2 соответствует также место M_1 . Эта неоднозначность разрешается привлечением дополнительной информации о счислимом месте судна, которое позволит выбрать верное место M . В проведенных рассуждениях предполагалось, что судно неподвижно относительно земной поверхности (например, стоит в порту). При перемещении судна требуется дополнительная операция приведения навигационных параметров или же их изолиний к одному месту наблюдений.

Различают однопараметрические и многопараметрические СНС. В многопараметрических системах изме-

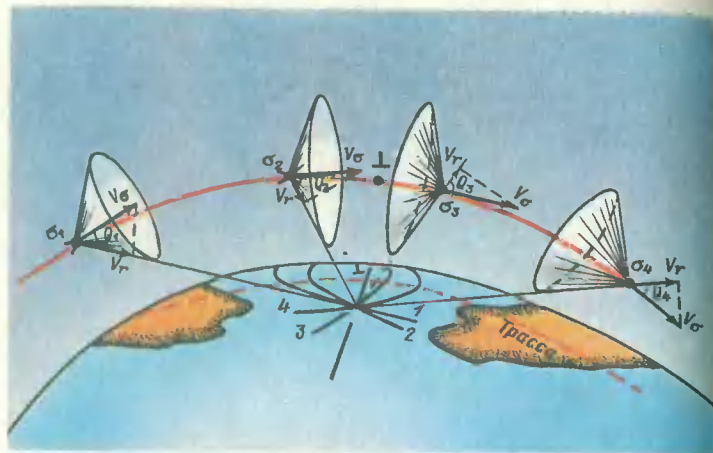


Рис. 50. Радиально-скоростной метод определения места по НИСЗ

ряют одновременно два и более разнородных параметра по одному НИСЗ, что позволяет немедленно определить место судна. В однопараметрических системах для этого требуется наблюдать несколько либо один НИСЗ в некоторых последовательных положениях на орбите.

В настоящее время наиболее широко используются радиально-скоростной и разностно-дальномерный методы обсерваций по СНС, которые реализуются технически проще и дешевле. Оба они основаны на использовании эффекта Доплера — на изменении частоты принимаемых на судне радиосигналов от НИСЗ, зависящем от скорости изменения дальности судно — НИСЗ (рис. 50).

Частота f , принимаемая на судне, отличается от излученной с НИСЗ частоты f_0 на малый доплеровский сдвиг $f_d = f - f_0$, который пропорционален относительной скорости взаимного перемещения V_r (радиальной скорости):

$$f_d = \frac{V_r \cos Q}{c} f_0 = \frac{V_r}{\lambda_0}, \quad (6.1)$$

где Q — угол при НИСЗ между касательной к орбите в месте нахождения НИСЗ (например, в точке σ_1) и направлением на судно; λ_0 — рабочая длина волны НИСЗ, соответствующая частоте f_0 ; c — скорость распространения радиоволн; V_r — скорость движения НИСЗ; для простоты математических выкладок судно по-прежнему полагаем неподвижным.

Таким образом, доплеровскому сдвигу частоты $f_d = \text{const}$ или, что тождественно, измеренному значению радиальной скорости $V_r = \text{const}$ соответствует изоповерхность в форме конуса с вершиной в точке σ_1 . Ось изоповерхностного конуса совпадает с направлением вектора V_r скорости движения НИСЗ в момент измерения f_d , а образующая конуса — с линией, соединяющей НИСЗ и место судна.

При приближении НИСЗ к судну за единицу времени СНА будет принимать большее количество длин волн, а при удалении НИСЗ — меньшее их количество, чем это наблюдается при постоянстве дальности судно — НИСЗ (когда передатчик и приемник не перемещаются друг относительно друга).

В первом случае имеем $f > f_0$, во втором — $f < f_0$. В момент траверза, при минимальном расстоянии от НИСЗ до судна, получается $f_d = 0$ или $V_r = 0$, а угол $Q = 90^\circ$.

По мере движения НИСЗ параметр f_d вначале имеет положительное значение и уменьшается (см. рис. 50; положения σ_1 и σ_2), а значение радиальной скорости V_r отрицательно. После прохождения траверза параметр f_d становится отрицательным и увеличивается, а значение радиальной скорости становится положительным, так как расстояние до НИСЗ увеличивается. До траверза изоповерхностный конус «раскрывается», в момент траверза он вырождается в плоскость, перпендикулярную к трассе. После траверза изоповерхностный конус «выворачивается наизнанку», как это показано для положения НИСЗ в точках σ_3 и σ_4 .

В пересечении изоповерхностных конусов с земной поверхностью образуются изолинии параметров $V_r = \text{const}$ (см. рис. 50; линии 1, 2, 3, 4). Если принять в ограниченной зоне нахождения судна поверхность Земли плоской, а ось конуса — параллельной поверхности Земли, то эти изолинии будут гиперболами. В точ-

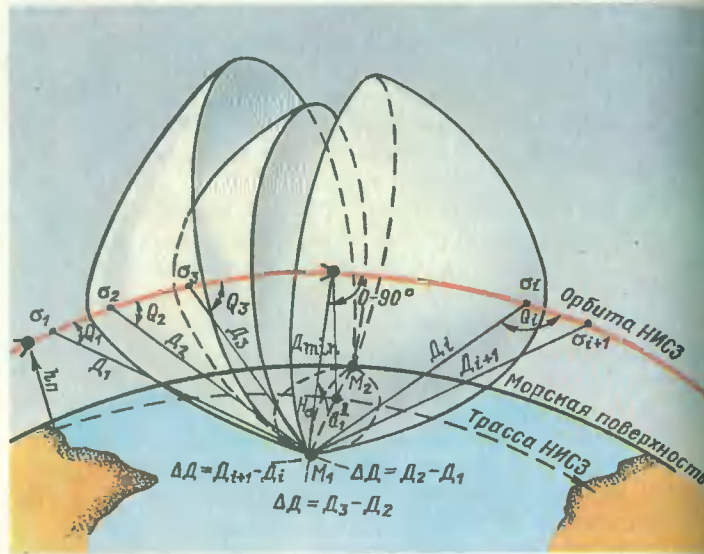


Рис. 51. Разностно-дальномерный метод определения места по НИСЗ, применяющийся в СНС «Цикада»

ке пересечения этих гипербол определится место судна. Обсервация, как и при дальномерном методе, получается неоднозначной; для разрешения многозначности используют информацию о координатах счислимого места судна. Если судно в ходе навигационного сеанса связи движется, то изолинии приводят к одному месту наблюдений с учетом направления и скорости движения судна. Рассмотренный путь определения места судна называют *радиально-скоростным методом* (или доплеровским дифференциальным методом).

Помехи в приеме радиосигналов от НИСЗ приводят к потере значительного числа изолиний, что невыгодно для точного и надежного определения места судна. Поэтому в современных моделях СНА чаще применяют *разностно-дальномерный* (доплеровский интегральный) метод, представленный на рис. 51. Этот метод более устойчив к влиянию разного рода помех

и случайных погрешностей измерений навигационных параметров.

Разностно-дальномерный метод основан на приеме и подсчете числа импульсов биений N_6 между частотой принятого от НИСЗ радиосигнала и опорной частотой эталонного генератора СНА, выполняемых ПВ. Эта математическая операция выражается интегрированием доплеровского сдвига частот в интервале времени, который в СНА может быть принят равным 24 или 30 с, либо 1 или 2 мин:

$$N_6 = \int_{T_1 + \Delta T_1}^{T_2 + \Delta T_2} f_d dt, \quad (6.2)$$

где T_1 и T_2 — начальный и конечный моменты излучения радиосигнала с НИСЗ соответственно; ΔT_1 и ΔT_2 — интервалы времени прохождения радиосигнала от НИСЗ до судна.

Учитывая дополнительно всегда возможное рассогласование частот генераторов НИСЗ и СНА, обозначаемое Δf_p , можно записать основное уравнение доплеровского интегрального метода:

$$N_6 = \frac{\Delta D}{\lambda_0} + \Delta f_p t_n, \quad (6.3)$$

где t_n — интервал интегрирования. Здесь ΔD — разность дальностей судно — НИСЗ в момент начала интегрирования T_1 и в момент его окончания T_2 . Она получается интегрированием скорости изменения дальности V_r за интервал времени t_n .

Исходя из формулы (6.3) значение ΔD можно записать как функцию числа подсчитанных биений частоты N_6 :

$$\Delta D = \lambda_0 (N_6 - \Delta f_p t_n). \quad (6.4)$$

Например, если подсчет N_6 начат при положении НИСЗ в точке σ_1 и закончен при положении НИСЗ в точке σ_2 , то параметр $\Delta D = D_2 - D_1$.

Постоянной разности расстояний $\Delta D = \text{const}$ как навигационному параметру в пространстве соответствует *изоповерхностный гиперboloид вращения* с базисом, равным $\sigma_1 \sigma_2$. В пересечении этого изоповерхностного гиперboloида с земной поверхностью обра-

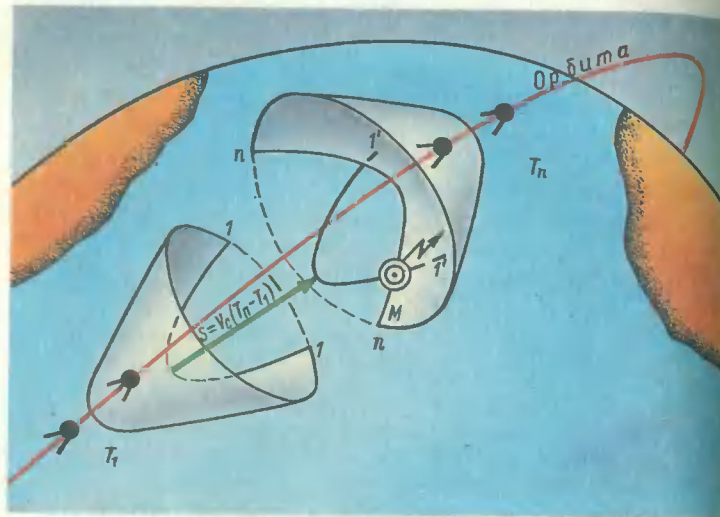


Рис. 52. Принцип приведения изодоп к одному месту наблюдений

зуется сложная кривая — изолиния разности расстояний до НИСЗ, которую называют *изодопой*.

Место судна M определяется в одной из точек пересечения полученного в ходе сеанса связи семейства изодоп, отвечающих, например, параметрам $\Delta D = D_2 - D_1$, $\Delta D = D_3 - D_2$ и в общем виде $\Delta D = D_{i+1} - D_i$. Неоднозначность решения задачи разрешается, как и в двух предшествующих методах, по информации о счислимых координатах места судна.

В случае измерений навигационных параметров с движущегося судна, вектор скорости которого определяется направлением пути судна и модулем его путевой скорости V_c , изодопы приводят к одному месту наблюдений. Например (рис. 52), если первая изодопы была получена в некоторый момент времени T_1 , а последняя — в момент T_n , то место судна M определится после перемещения изодопы $l-l$ по направлению пути судна на отрезок пройденного им расстояния $S = V_c(T_n - T_1)$ в положение $l'-l'$. Обсервованное место M в пересечении изодоп $l'-l'$ и $n-n$ обозначено

символом астронавигационной обсервации с радиотехническим измерением навигационных параметров. Следует обратить внимание на необходимость максимально точного учета направления пути и путевой скорости судна в период сеанса связи с НИСЗ, так как даже малые погрешности в этих элементах движения судна могут привести к большим ошибкам в обсервованном месте (особенно при острых углах пересечения изодоп).

Рассмотренные методы определения места применимы и в навигации летательных аппаратов. Однако здесь необходимо измерить еще один навигационный параметр дополнительно к минимально используемому в морской навигации — высоте полета над земной поверхностью.

ПРИНЦИПЫ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ В СНС

Навигационное применение радиотехнических средств основано на свойстве радиоволн распространяться в однородной среде практически с постоянной скоростью и по кратчайшим направлениям. Навигационная информация содержится в радиосигнале, характеристики которого по величине или направленности зависят от взаимного положения судна и ориентира, а также от их взаимного перемещения.

Представление о методах получения навигационной информации из принятого радиосигнала можно составить по его аналитическому выражению

$$S(t) = A(t) \cos \{ 2\pi [f + F(t)]t + \varphi(t) + \varphi_0 \} = \operatorname{Re} [S(t) \exp j \cdot 2\pi f t],$$

где f — несущая частота; $A(t)$, $F(t)$, $\varphi(t)$ — функции, описывающие соответственно амплитудную, частотную и фазовую модуляции; $S(t)$ — комплексная огибающая колебаний, равная

$$S(t) = A(t) \exp \{ j \cdot 2\pi [F(t) + \varphi(t) + \varphi_0] \}.$$

Если приемник и передатчик находятся на расстоянии D , то принятый сигнал отличается от излученного запаздыванием τ , обусловленным искажениями конечной скорости распространения радиоволн c , возникающими из-за влияния среды, в которой распространяется электромагнитная волна:

$$S_{\text{пр}}(t) = K S_{\text{изл}}(t - \tau) + n(t),$$

где K — функция ослабления сигнала на трассе распространения; $\tau = D/c$; $n(t)$ — аддитивная помеха (шум).

Пренебрегая помехами и ослаблением, последнее выражение можно представить в виде

$$S_{\text{пр}}(t) = A(t - \tau) \cos\{2\pi f t + 2\pi(t - \tau)F(t - \tau) + \varphi(t - \tau) + \varphi_0 - 2\pi/\tau\} = \text{Re}[S(t - \tau) \exp(2\pi i f t)]. \quad (6.5)$$

Из выражения видно, что информация о дальности содержится в разности функций, описывающих амплитудную, частотную и фазовую модуляции принятого сигнала, и соответствующих функций излученного сигнала. Применяя различные виды модуляции сигналов излучающего передатчика, можно построить радиотехнические измерительные устройства, которые позволят извлекать информацию о дальности из параметров амплитудной, частотной и фазовой модуляций принятого сигнала. Прямолинейность и постоянство скорости распространения радиоволн обуславливают однозначное соответствие временной задержки τ и дальности D . В случае нарушения этих условий возникают погрешности измерения дальности и производных от дальности навигационных параметров.

Аналогичным путем можно проиллюстрировать, что сравнение частот излученного и принятого сигналов реализует непосредственное измерение радиальной скорости $V_r = c(f_d/f_0)$, т. е. доплеровский метод.

Для сравнения принятого и излученного сигналов учитывают параметры излученного сигнала. По принципу сравнения различают два метода радиотехнических измерений: запросный и беззапросный.

При запросном методе один из объектов осуществляет как передачу, так и прием сигналов, другой же (ориентир) только отражает или ретранслирует запросный сигнал. Интервал времени от момента излучения до момента приема радиосигнала при прохожде-

нии им расстояния D (ориентир — судно) называют временной задержкой. При работе запросным методом она удваивается и равна $\tau = 2D/c$. Достоинством этого метода являются сравнительно невысокие требования к стабильности стандарта частоты излучения в передатчике. Время хранения параметров (частоты и фазы) излученного сигнала незначительно.

При беззапросном методе, когда передатчик размещен на НИСЗ, а приемник на судне, в США необходимо длительно хранить данные о параметрах излучения сигналов НИСЗ. Поэтому нужна начальная привязка (синхронизация) шкал времени, формируемых на передающем и приемном концах линии радиосвязи. С течением времени синхронизация нарушается и это вызывает погрешности в измеряемой дальности, что приводит в итоге к погрешностям в обсервации, поэтому необходимо периодическое согласование шкал времени на борту НИСЗ и в США.

Дальномерная техника позволяет получить в качестве навигационных параметров дальность или разность дальностей до одного НИСЗ (по ходу его движения) или до нескольких НИСЗ в зоне связи. Доплеровские измерители позволяют получить радиальную скорость и разность дальностей по одному НИСЗ. Реализация этих методов в СНС зависит от орбит НИСЗ, так как измерения радиальной скорости надежны только при движении спутников на низких орбитах (см. гл. 1).

При использовании высокоорбитных систем дальности до наземных точек меняются относительно медленно, радиальная скорость невелика и невозможно решить задачу определения координат места с приемлемой точностью.

При дальномерном методе требования к стабильности опорных генераторов более жесткие, чем при доплеровском. Например, если относительная долговременная нестабильность опорного генератора судовой США для дальномерного метода не должна превышать 10^{-10} , то в тех же условиях и при той же точности обсерваций реализация доплеровского метода требует долговременной нестабильности не более 10^{-6} .

Систематическая ошибка измерений Δf_p , обусловленная нестабильностью опорных генераторов, исключается в процессе решения навигационной

задачи путем включения наряду с искомыми значениями координат судна значения Δf_p в число оцениваемых параметров системы уравнений. В доплеровских измерениях постоянное в течение навигационного сеанса расхождение частот опорных генераторов НИСЗ и СНА составляет систематическую ошибку и исключается при вычислении координат судна. Такое же расхождение в дальномерном методе вызывает линейно меняющуюся во времени ошибку измерений и трансформируется в ошибку обсерваций вдоль трассы.

В СНС с высокими орбитами НИСЗ для определения координат судна применяют разностно-дальномерный метод, требующий для измерения навигационных параметров использования дальномерной техники. В СНС с низкими орбитами предпочтительны доплеровские методы, менее требовательные к стабильности частот передатчиков НИСЗ и СНА.

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ НИСЗ

Для определения координат НИСЗ, являющегося 2-м этапом спутниковой обсервации, необходимо: выбрать систему координат для указания места НИСЗ в пространстве, наиболее удобную для работы СНС; выполнить траекторные измерения для определения элементов движения НИСЗ (см. гл. 1); передать на НИСЗ эфемеридную информацию, обеспечивающую вычисление координат НИСЗ в пространстве в моменты измерений навигационных параметров.

В отличие от обычных способов определения места судна относительно земных ориентиров, при которых задача решается на поверхности и положение какой-либо точки задается или же определяется двумя координатами (например, географической широтой и географической долготой), в СНС задача определения места решается в пространстве. Поэтому место судна и место НИСЗ должны определяться тремя пространственными координатами. В последующем пространственные координаты судна должны быть пересчитаны в его обсервованные географические координаты.

Поскольку НИСЗ движется в поле тяготения Земли, естественно разместить начало системы координат для описания его движения в центре масс Земли. Оси пространственной геоцентрической системы координат X , Y , Z ориентируют так, чтобы ось X была направлена в точку начала счета географической долготы (в пересечении Гринвичского меридиана и экватора), ось Z совпадала с направлением оси вращения Земли, а ось Y была бы направлена вправо.

Радиотехнические системы для траекторных измерений размещают на НИП. Системы координат этих пунктов должны быть увязаны с упомянутой гринвичской прямоугольной системой координат.

Сведения о различных моделях Земли даны в табл. 1 и 11. Траекторные измерения заключаются в относительной привязке НИСЗ и НИП посредством наблюдений дальностей НИП — НИСЗ до трех и более пунктов или угловых координат НИСЗ. На основе этих измерений вычисляют элементы орбиты НИСЗ. В прямоугольной гринвичской системе координат место НИСЗ и его движение в какой-то начальный момент времени T_0 выражаются координатами X_0 , Y_0 , Z_0 и проекциями вектора скорости НИСЗ на эти же координатные оси V_x , V_y , V_z . Эти величины называют начальными условиями движения. Задача прогнозирования движения НИСЗ сводится к предвычислению его координат на наперед намеченные моменты времени, при этом учитываются силы, действующие на спутник в полете (см. гл. 1).

Предвычисленные на фиксированные моменты времени параметры движения НИСЗ через КИП передаются на спутник, где помещаются в запоминающем устройстве и хранятся до последующей корректировки.

В ходе навигационного сеанса связи СНА принимает от НИСЗ минутные метки времени и предвычисленные X_0 , Y_0 , Z_0 , V_x , V_y , V_z . Эти данные называют ЭИ первого вида, она передается неоднократно, что обеспечивает надежность принятых данных.

Точность прогнозирования координат НИСЗ обуславливает точность обсервации по НИСЗ, координаты которого в момент измерения навигационного параметра вычисляются в СНА.

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ В СНА

Для решения навигационной задачи, состоящей в вычислении координат места судна по известным координатам ориентиров и измеренным навигационным параметрам, прежде всего надо получить навигационные уравнения.

Если в прямоугольной гринвичской системе координат заданы элементы движения НИСЗ $X_0, Y_0, Z_0, V_x, V_y, V_z$ и элементы движения судна $x_m, y_m, z_m, v_x, v_y, v_z$, то связь между ними и навигационными параметрами выразится следующим образом:

в дальномерном методе

$$D = [(X_0 - x_m)^2 + (Y_0 - y_m)^2 + (Z_0 - z_m)^2]^{1/2}; \quad (6.6)$$

в радиально-скоростном методе

$$V_r = [(X_0 - x_m)(V_x - v_x) + (Y_0 - y_m)(V_y - v_y) + (Z_0 - z_m)(V_z - v_z)] D^{-1}; \quad (6.7)$$

в разностно-дальномерном методе (для $\Delta D = D_2 - D_1$)

$$\begin{aligned} \Delta D &= [(X_0 - x_m)^2 + (Y_0 - y_m)^2 + (Z_0 - z_m)^2]_2^{1/2} = \\ &= [(X_0 - x_m)^2 + (Y_0 - y_m)^2 + (Z_0 - z_m)^2]_1^{1/2}. \end{aligned} \quad (6.8)$$

Записанные выражения являются *навигационными уравнениями*. Они позволяют по известным элементам движения НИСЗ и навигационным параметрам найти неизвестные координаты судна x_m, y_m, z_m и проекции путевой скорости судна v_x, v_y, v_z (на их основе можно найти вектор путевой скорости).

Для решения навигационной задачи потребуется составить систему навигационных уравнений, которых должно быть не менее определяемых неизвестных. Практически процесс наблюдения сопровождается большим количеством погрешностей в исходных данных. Поэтому число уравнений должно намного превышать число определяемых величин, что позволит найти и устранить систематически действующие погрешности навигационных параметров и существенно уменьшить влияние случайных погрешностей измерений.

Систему несовместных уравнений решают способом наименьших квадратов, в котором наилучшим результатом считается такой, при котором сумма квадратов отклонений частных значений искомых величин от найденных вероятнейших получается минимальной.

Прямоугольные гринвичские координаты судна связаны с его географическими координатами соотношениями

$$\left. \begin{aligned} x_m &= r_\oplus \cos \varphi \cos \lambda; \\ y_m &= r_\oplus \cos \varphi \sin \lambda; \\ z_m &= r_\oplus \sin \varphi, \end{aligned} \right\} \quad (6.9)$$

которые могут быть разрешены относительно φ и λ .

Объем вычислений при расчетах эфемерид НИСЗ и решении навигационной задачи очень велик, поэтому они возможны лишь с использованием электронных вычислительных машин, входящих в состав СНА.

НИЗКООРБИТНЫЕ СНС

В настоящее время функционируют отечественная низкоорбитная СНС «Цикада» и подобная ей американская СНС NNSS, которую часто называют «Транзит» (так она именовалась в период разработки).

В СНС «Цикада» используются спутники типа «Космос-1000» (рис. 58, см. табл. 5 и П-1).

Идея построения таких систем навигации была сформулирована в ходе приема знаменитых на весь мир сигналов «бип-бип-бип...» первого советского ИСЗ, обнаружившего яркое проявление эффекта Доплера в ходе сеанса связи со спутником.

В настоящее время СНА стала основным средством определения географических мест в открытом море на торговых, рыбодобывающих, океанографических, гидрографических, сейсморазведывательных и других научно-исследовательских судах, яхтах, а также на буровых установках и даже на исследовательских буях. Приемные устройства СНС входят как составной элемент практически во все навигационные комплексы, являясь, как правило, основой их построения. И в



Рис. 53. Навигационный ИСЗ
«Космос-1000»

отечественной, и в американской системах есть приемная аппаратура для проведения топогеодезических и картографических работ.

Системы «Цикада» и «Транзит» построены на одних и тех же принципах и имеют одинаковую структуру, содержащую три основных элемента: систему НИСЗ, наземный комплекс и бортовую СНА на судах. Несущественные различия есть в параметрах орбит, количестве НИП, организации траекторных измерений, математических методах прогнозирования и формах представления орбиты.

В СНС «Цикада» на круговых околополярных равноотстоящих по долготам восходящих узлов орбитах в настоящее время движутся четыре спутника типа «Космос-1000», имеющих наклонения орбит $i=83^\circ$ и периоды обращения около 105 мин. При таком периоде

обращения НИСЗ в течение суток совершает около 13,5 оборотов вокруг Земли.

В СНС «Транзит» в настоящее время пять НИСЗ (серий «Оскар» и «Нова») с периодами обращения около 107 мин функционируют на орбитах, имеющих наклонение $i \approx 90^\circ$. Принимая во внимание, что рабочая зона СНС определяется удалением наблюдателя от трассы спутника (или высотой кульминации НИСЗ), заметим, что СНС «Транзит» имеет «мертвую» зону в районе полюсов (при географической широте более 88°), так как определение координат в этой зоне невозможно. В отличие от американской системы СНС «Цикада» такого ограничения по зоне действия не имеет.

Обе системы являются пассивными, так как для определения координат места судна достаточно обеспечить только прием сигналов НИСЗ. Количество потребителей таких систем не ограничено. СНС доплеровского типа доступны для любых потребителей, имеющих соответствующую аппаратуру.

Наземные станции слежения СНС обеспечивают траекторные измерения и прием телеметрической информации, необходимой для контроля работоспособности различных элементов ИСЗ. Траекторные измерения выполняются с помощью многоканальной аппаратуры. Использование нескольких частот позволяет значительно снизить влияние эффекта распространения радиоволн в ионосфере на точность измерения параметров орбит спутника.

В реальном режиме времени вся траекторная информация посредством устройств регистрации параметров привязывается к шкале единого времени. Каждый НИП использует шкалу времени, основу которой составляет высокостабильный опорный генератор, синхронизированный по частоте и по фазе с центральным генератором системы единого времени СНС.

Полученные с НИП результаты траекторных измерений по каналам связи передаются в вычислительный центр, где определяются текущие значения параметров движения ИСЗ. Для расчетов экстраполированных значений элементов орбит в качестве начальных условий используют результаты многочасовых серий траекторных измерений. Вычисляют ЭИ двух

видов: краткосрочную на период от 16 до 24 ч и долгосрочную для прогноза движения ИСЗ на срок до 2 мес.

Краткосрочная ЭИ и другая служебная информация через КИП по радиоканалу один-два раза в сутки транслируется на спутники системы. После каждого ввода информации осуществляется контроль правильности записи данных в запоминающем устройстве (ЗУ) аппаратуры спутника. При обнаружении ошибок производится повторный ввод.

Число одновременно включенных для работы спутников в каждой системе не превышает шести. Из-за различных факторов, вызывающих прецессию орбит, взаимное расположение ИСЗ в системе постоянно изменяется.

Возможны случаи, когда ИСЗ системы приближаются друг к другу настолько, что разделение их сигналов по частоте в судовых приемоиндикаторах становится практически невозможным. В целях предупреждения таких ситуаций с КИП системы дается команда на выключение аппаратуры соответствующих спутников с одновременным оповещением пользователей (см. гл. 1).

Спутники выводятся на орбиту соответствующим ракетным комплексом в плановом порядке и при необходимости замены в случае нарушений в работе одного из ИСЗ на орбите. В США, например, запуск НИСЗ производится с ракетной базы ВВС в Ванденберге при помощи стандартной 4-ступенчатой твердотопливной ракеты «Скаут». Замена вышедшего из строя спутника СНС «Транзит» новым из числа запасных занимает не более 2 сут. Каждый запуск обходится в 3,5 млн дол., включая стоимость ракеты. Затраты на обеспечение работы наземной сети СНС ежегодно составляют 5 млн дол., а хранение запасных ИСЗ — 0,3 млн дол.

Спутник СНС «Транзит» представляет собой 8-гранную призму высотой около 30 и диаметром 45 см, масса спутника порядка 60 кг. Спутник снабжен четырьмя батареями солнечных элементов, которые раскрываются после вывода спутника на орбиту. Специальный механизм замедляет вращение спутника, вызванное вращением ракеты-носителя. Остаточное вращательное движение устраняется магнитными стержнями с высоким

магнитным гистерезисом, которые, взаимодействуя с магнитным полем Земли, останавливают движение ИСЗ вокруг оси. В верхней части спутника выдвигается штанга длиной 30 м с грузом на конце, служащая для гравитационной стабилизации. Этим достигается ориентация продольной оси спутника на Землю с точностью до 10° , что позволяет использовать для передачи навигационных сигналов направленную антенну при относительно малой мощности излучения.

Аппаратура спутника состоит из высокостабильного кварцевого генератора, делительных и умножительных схем, приемника сигналов наземных станций, запоминающего устройства, модулятора, навигационных передатчиков, антенн и других устройств.

ИСЗ выполняет функции навигационного ориентира, на который возложена задача передачи данных ЭИ на фиксированные моменты времени. Со спутника излучается два навигационных сигнала на частотах 150 и 400 МГц, модулированных по фазе по специальному закону для передачи навигационной, временной и телеметрической информации.

Передача двух когерентно связанных сигналов дает возможность в аппаратуре потребителя, работающей на обеих частотах, алгоритмически вычислить поправку на ионосферную рефракцию, а также повысить помехоустойчивость и достоверность приема (информация в обоих каналах практически одинакова).

Аппаратура потребителей обеспечивает прием сигналов ИСЗ, декодирование орбитальных данных, измерение навигационных параметров и решение задачи определения координат места судна.

Управление работой всей системы осуществляет центр СНС, где сосредоточены все данные о параметрах системы, принимаются решения о включении (выключении) ИСЗ, решаются оперативные вопросы, связанные с эксплуатацией системы и отдельных ее элементов.

Точность системы доплеровского типа, с точки зрения пользователя, характеризуется средней квадратической ошибкой определения координат места неподвижного объекта при одном навигационном сеансе. Для подвижных объектов, в том числе для морских судов, при оценке точности координат возможна допол-

нительная ошибка из-за неточности учета вектора собственного движения судна (его абсолютного движения относительно Земли) во время навигационного сеанса.

Погрешности в обсервованном месте судна вследствие неточного определения вектора скорости его движения не наблюдаются только на судах, оборудованных абсолютным лагом — навигационным инструментом, точно учитывающим перемещение судна относительно дна моря. Однако чаще всего суда не имеют таких лагов. Обычные лаги и компасы измеряют с некоторыми погрешностями перемещение судна относительно воды, которая, в свою очередь, движется, вносимая течением. Сведения о направлении и скорости течений в навигационных пособиях часто ненадежны.

Представим себе ошибку в учете движения судна в форме вектора и разложим его на две составляющие: меридиональная составляющая получается проецированием вектора на географический меридиан места, а широтная составляющая — на параллель. Наиболее существенно влияние меридиональной составляющей, оно зависит от удаления судна от трассы НИСЗ: чем ближе трасса (чем больше высота кульминации спутника), тем больше ошибка.

В этой проблеме (см. рис. 52) уместна аналогия с методом крьюйс-пеленга в судовождении, когда между линиями положения вмещаются отрезки пройденного судном пути. Если угол пересечения линий положения невелик (в СНС это соответствует высоте кульминации более 70°), то даже небольшая ошибка в значении вмещаемого между линиями положения вектора приводит к существенным ошибкам определения места. Поэтому в навигации стремятся использовать линии положения, пересекающиеся под углом, близким к прямому. В СНС это соответствует высотам кульминации от 30 до 60° (оптимальный вариант).

Среднее значение дополнительной ошибки из-за неверного учета вектора путевой скорости составляет $0,2$ мили (370 м) на каждый узел ошибки учета скорости. Исключить эту ошибку или значительно ее уменьшить можно тремя способами: техническим, организационным и алгоритмическим. Каждым из этих способов можно определить вектор путевой скорости суд-

на с той или иной степенью точности, однако достаточной для существенного повышения точности обсервации по СНС на ходу судна. Одновременно при этом увеличивается рабочая зона проведения навигационных сеансов: для обсервации могут быть использованы измерения, получаемые по НИСЗ с высотами кульминации в пределах от 10 до $75-80^\circ$.

Технический способ осуществляют с использованием лагов, измеряющих скорость судна относительно морского дна. К этому типу лагов относятся доплеровские, корреляционные и др.

Второй способ предусматривает организацию многопараметрических СНС, когда по одному НИСЗ одновременно (или последовательно) измеряют два или более навигационных параметров (например, дальность и разность дальностей) либо когда навигационные параметры измеряют одновременно по нескольким НИСЗ, находящимся в зоне радиовидимости объекта.

И наконец, алгоритмический способ заключается во введении в решаемую систему уравнений еще одной, четвертой неизвестной — вектора путевой скорости судна.

Для решения этой системы необходимо не менее четырех уравнений. Такой алгоритм, в отличие от обычного 3×3 , принято называть «четыре на четыре».

Самый простой — первый путь, но он имеет ограничения из-за того, что современные доплеровские и корреляционные лаги определяют скорость судна при глубине моря не более 700 м, а инерциальные системы пока очень дороги.

Наиболее перспективным для решения этой задачи является использование СНС, обеспечивающих одновременную радиовидимость нескольких НИСЗ. К таким системам относятся создаваемые в настоящее время средневысотные системы ГЛОНАСС (СССР) и НАВСТАР (США).

При использовании низкоорбитных систем некоторые преимущества в определении вектора путевой скорости судна дает алгоритмический метод, который успешно применяют в комплексе с доплеровскими лагами.

Специалисты рассматривают более детальную систему классификации ошибок обсерваций в СНС,

Таблица 14

Параметр	СНС «Цикада»	СНС «Транзит»
Зона действия	Глобально, без ограничений	До широт $\pm 88^\circ$
Средняя квадратическая ошибка определения координат, м	100 (СНА типа «Шхуна») 30 (СНА типа «Челн»)	40 (2-канальная СНА) 100 (одноканальная СНА)
Дополнительная ошибка на ходу, вносимая за счет погрешности учета скорости судна на 1 уз, м	370 (СНА с алгоритмом 3×3) 75 (СНА «Челн» с алгоритмом 4×4)	370 (для всех типов СНА)
Средняя дискретность определения координат (при пяти ИСЗ), мин	110 — для широты 0° 90 — » » 30° 60 — » » 60°	110 — для широты 0° 90 — » » 30° 60 — » » 60°
Высота орбиты, км	1000	1075
Угол наклона орбиты, град.	83	90
Диапазон рабочих частот, МГц	150; 400	399, 968; 149, 988
Модуляция несущей частоты	Фазокодовая (только канал 150 МГц)	Фазовая
Геодетическая основа	Эллипсоид Красовского	Эллипсоид ВГС-72
Шкала времени	Московское зимнее время	Гринвичское время

основанную на разделении ошибок по факторам, их порождающим. По этой классификации всю систему ошибок наблюдений по СНС разделяют на две подсистемы: эфемеридные ошибки наблюдений и ошибки относительной привязки судна к ИСЗ.

В свою очередь, ошибки относительной привязки разделяют на аппаратные ошибки, геодезические — из-за неточного знания местного геоцентрического радиуса и ошибки из-за неточного знания вектора скорости судна (о которых шла речь выше).

Более детальное разделение составляющих позволяет выявить источники ошибок и определить пути их уменьшения. Реализация этой задачи в части учета ошибок относительной привязки может быть осуществлена в судовой СНА.

Основные характеристики СНС «Цикада» и «Транзит» приведены в табл. 14.

Эти СНС обладают существенным недостатком, заключающимся в том, что в низкоорбитных системах координаты места могут быть получены лишь в определенные моменты времени, когда один из спутников системы находится в зоне радиовидимости. При наличии пяти спутников в системе обеспечивается средняя дискретность надежных наблюдений 70 мин (для широт $30-60^\circ$). В этих широтах с вероятностью 0,5 возможно определение места судна не реже одного раза за 1 ч и с вероятностью 0,9 — не реже одного раза за 2 ч. Большие интервалы между наблюдениями (до 3—4 ч) хотя и маловероятны, но возможны из-за неравномерного расположения орбит и положения спутников на них. Увеличение числа спутников в системе практически не улучшает дискретности наблюдений, так как при этом увеличивается вероятность одновременного появления в зоне радиовидимости двух и более спутников и возникают трудности селекции сигналов этих ИСЗ.

В полярных широтах средняя дискретность наблюдений уменьшается и в широте 80° достигает 30 мин. При этом, например, на широте 75° вероятность определения места не реже одного раза за 30 мин равна 0,6, а за 1 ч — 0,9.

В целях получения непрерывных текущих координат судовая СНА сопрягается с датчиками курса и скорости и тем самым обеспечивает счисление пути судна между наблюдениями. При значительных промежутках между наблюдениями (особенно в низких широтах) ошибки счисления заметно накапливаются.

При ограниченном числе низколетящих ИСЗ повысить точность знания текущих координат места можно за счет улучшения качества хранения координат между наблюдениями и использования других источников навигационной информации. Совместная обработка разнородной навигационной информации при последовательном уточнении текущих координат приводит к необходимости создания навигационных комплексов, в которых основным элементом является СНА. Математическое обеспечение функционирования таких систем с комплексной обработкой навигационной информации, полученной от разных датчиков, является сложной проблемой.

СУДОВЫЕ КОМПЛЕКСЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Судовая комплексная СНА предназначена для определения обсервованных координат места судна и точного времени по сигналам навигационных спутников, а в промежутках между обсервациями — для счисления текущих координат по данным курса и скорости с учетом параметров суммарного сноса.

СНА может быть условно подразделена на комплекции средней и высокой точности для подвижных объектов и специальную геодезическую аппаратуру высокой точности для работы на неподвижном основании. Наиболее простые и дешевые модели имеют один приемный канал, работающий на частоте 400 МГц. Сложная и дорогая аппаратура принимает сигналы на обеих спутниковых частотах 150 и 400 МГц. Соотношение частот 3/8 выбрано в целях упрощения учета ошибок измерений, вызванных эффектами распространения радиоволн в ионосфере. Дело в том, что соотношение производных доплеровского сдвига частоты на частотах 400 и 150 МГц составляет 8/3. Эти соотношения позволяют определить значение ионосферной погрешности и исключить ее.

Практика эксплуатации СНС доплеровского типа подтверждает, что точность определения координат места судна при использовании 2-канальной приемной аппаратуры повышается по сравнению с одноканальной примерно на 70 м. Для транспортных судов этот выигрыш в точности незначителен, а для судов, выполняющих специальные работы, гидрографических, геологоразведочных, повышение точности обсерваций по ИСЗ весьма важно и применение 2-канальной аппаратуры оправдано.

Наиболее распространенной в настоящее время на морских судах является СНА «Шхуна» отечественного производства, обеспечивающая определение координат места судна по данным СНС «Цикада». Особый интерес представляет СНА «Челн» отечественного производства, позволяющая определять местоположение как по сигналам системы «Цикада», так и по сигналам

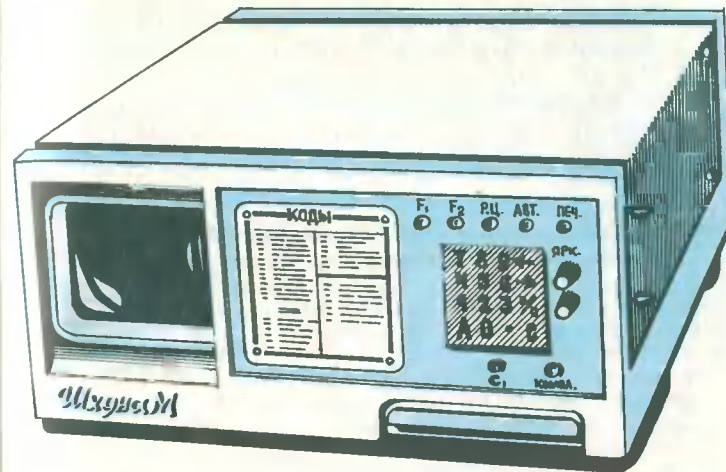


Рис. 54. Приемник-вычислитель СНА «Шхуна»

системы «Транзит». Широкую популярность завоевала у пользователей СНА ряда зарубежных фирм, таких, как «Магнавокс» (США), «Фуруно» и JRC (Япония), «Серсель» (Франция), «Волкер» (Англия) и др.

СНА «Шхуна». В этой аппаратуре (рис. 54) полностью автоматизирован процесс определения координат судна: от поиска сигнала до вычисления обсервованных координат на эллипсоиде Красовского. При получении достоверных координат производится коррекция счисления, выполняемого аппаратурой между обсервациями. При проведении навигационного сеанса обеспечивается индикация московского зимнего времени каждую секунду. Результаты решения навигационной задачи выдаются на регистратор и дисплей. По данным двух последних обсерваций вырабатываются параметры суммарного сноса (относительно заданного курса) — его скорость и направление.

Управляют работой аппаратуры «Шхуна» и контролируют ее функционирование с пульта, встроенного в приемник-вычислитель СНА (основной прибор). Пульт содержит наборное кнопочное устройство, обеспечивающее переключение режимов работы и ввод

данных, цифровой индикатор, а также органы контроля и управления ручной настройкой приемника.

СНА «Шхуна» обеспечивает устойчивое определение географических координат в любом районе Мирового океана или суши независимо от времени суток, сезона, а также метеоусловий.

Основные характеристики аппаратуры «Шхуна»

Количество частотных каналов	2 (150 и 400 МГц)
Средняя квадратическая ошибка определения координат при точном учете скорости и курса судна, мили	0,05
Погрешность определения координат при ошибке учета скорости судна на 1 уз, мили	0,2
Погрешность индицируемого времени, с	$\pm 0,5$
Диапазон рабочих высот кульминации, град.	15 — 75
Типы гирокомпасов, с которыми обеспечено сопряжение	«Курс-4», «Курс-5», «Вега», «Амур»
Типы лагов, с которыми обеспечено сопряжение	ИЭЛ-2, ИЭЛ-2М, «Онега», МГЛ-25, ЛГ-2

СНА «Шхуна» включает в себя антенну и антенный усилитель, приемное устройство, специализированную ЦВМ, пульт управления с регистрирующим прибором, прибор питания и интерфейс для сопряжения с гирокомпасом и лагом. Аппаратура предусматривает три режима работы: «Проверка», «Ввод параметров» и «Работа».

В режиме «Проверка» по тестовой задаче проверяются работа ЦВМ и с помощью имитатора сигналов НИСЗ — общее функционирование аппаратуры. Правильность прохождения проверки указывает код, который индицируется на табло и печатается регистрирующим прибором. Не подлежит контролю одна лишь антенна.

Режим «Ввод параметров» обеспечивает ввод исходной информации, необходимой для начала работы аппаратуры или оперативной корректуры введенных ранее параметров. Начальная информация содержит следующие данные: счислимую широту φ_c и счислимую дол-

готу λ_c , курс и скорость, московское зимнее время, правки гирокомпаса и лага, высоту антенны СНА над референц-эллипсоидом, принятым в СССР; направление и скорость течения, угол ветрового дрейфа.

Высота антенны h_a над принятым в СНС референц-эллипсоидом находится как сумма значений превышения геоида над референц-эллипсоидом в данном месте h_r и высоты антенны над уровнем моря e_a (см. рис. 21). Значение h_r находят по специальной карте (см. рис. 22) или таблице, прилагаемой к инструкции по эксплуатации СНА. В некоторых моделях СНА значения h_r введены в память ЦВМ и тогда судоводителю остается вводить значения $h_a = e_a$. При необходимости в обоих случаях учитывают изменение высоты антенны при приливах и отливах в районах, где амплитуда колебаний уровня моря при этом значительна. Сведения о величине h_r могут быть ошибочны и содержать погрешность до 10—15 м, что может, в свою очередь, привести в обсервацию дополнительную погрешность, значение которой обусловлено высотой кульминации НИСЗ. При высоте кульминации 60° в ошибку обсервации по направлению параллели войдет удвоенное значение ошибки в h_r , при высоте кульминации 70° — утроенное, а при высоте кульминации 75° — учетверенное значение ошибки учета высоты антенны. В связи с этим значение высоты антенны, введенное в СНА, должно контролироваться на каждой вахте и уточняться, особенно перед обсервацией по НИСЗ, трасса которого проходит вблизи (250—100 миль) от судна, т. е. при большой высоте кульминации.

В режиме «Работа» обеспечиваются автоматический поиск сигналов ИСЗ, синхронизация, прием ЭИ, измерение навигационных параметров, решение навигационной задачи и автоматическая коррекция счислимых координат.

Последовательность работы: на дисплее аппаратуры в течение каждой минуты последовательно указываются московское зимнее время, интервал времени от начала счисления пути судна в СНА; затем счислимая широта на начало минуты, московское зимнее время; после этого счислимая долгота на начало минуты, московское зимнее время. Длительность высвечивания — 10 с, в течение следующих 30 с дисплей погашен.

Через 30—40 с после появления НИСЗ в зоне радиовидимости аппаратура осуществляет автоматический захват его сигналов и синхронизацию ЦВМ с метками времени, поступающими от НИСЗ. На дисплее часы, минуты и секунды московского времени указываются с точностью до 0,5 с.

Через 10 мин после начала синхронизации измерения параметров заканчиваются и ЦВМ автоматически приступает к решению навигационной задачи. По результатам решения задачи счислимые координаты исправляются и выдается результат: время обсервации, обсервованные значения широты и долготы, направление и скорость сноса (после последней обсервации) и признак учета или неучета сноса в автоматическом режиме в зависимости от критериев оценки качества навигационного сеанса.

Если навигационная задача не решена, то на печать выдается код, указывающий причину: недостаточное количество измерений, низкая точность результата, неверный ввод исходной информации и т. п.

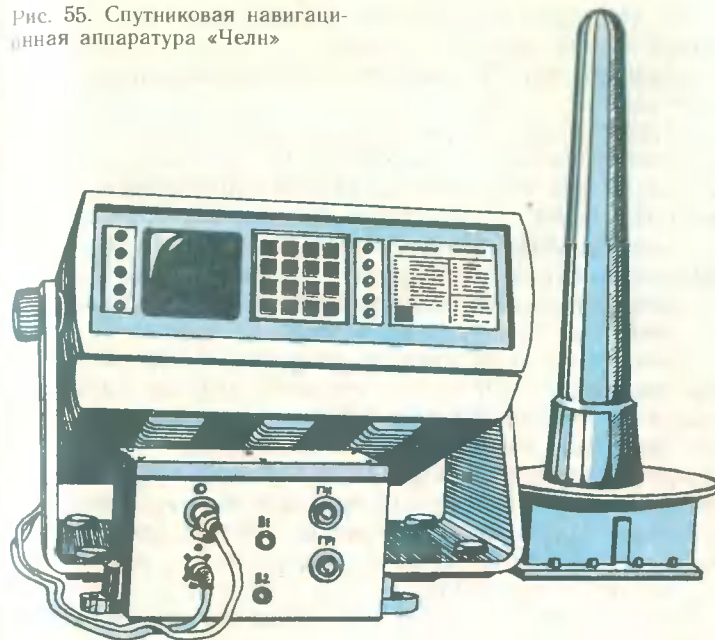
В интервалах между обсервациями указываются московское зимнее время, интервал времени от последней обсервации и текущие счислимые координаты.

В СНА «Шхуна» реализована достаточно строгая отбраковка навигационных сеансов. Сеанс считается качественным и его результаты выдаются на индикацию и используются для автоматической коррекции, если высота кульминации НИСЗ в сеансе находилась в пределах 15—75°, обеспечена симметричность измерений относительно момента кульминации НИСЗ, а также если принятый массив ЭИ и измерения навигационных параметров удовлетворяют заданным критериям. Этим достигается высокая степень достоверности обсервованных координат, хотя несколько снижается число обсерваций по отношению к общему количеству прохождений НИСЗ.

СНА «Челн». Основным достоинством этой аппаратуры является ее способность работать по сигналам двух систем («Цикада» и «Транзит»). Использование сигналов двух систем позволяет в 1,5—2 раза улучшить дискретность обсерваций.

В состав аппаратуры «Челн» (рис. 55) входят: антенна со встроенным антенным усилителем и пре-

рис. 55. Спутниковая навигационная аппаратура «Челн»



образователем частоты, основной прибор, включающий в себя приемник и ЦВМ, регистрирующее устройство и преобразователь напряжения.

Основные технические характеристики:

1. Двухканальная доплеровская аппаратура работает на основе сигналов СНС «Цикада» и «Транзит» на частотах 150 и 400 МГц.

2. Средняя квадратическая погрешность определения координат места на неподвижном основании — 30 м, на ходу судна — дополнительно 75 м.

3. Потребляемая мощность — 180 Вт.

4. Напряжение питания: 220 В, 50 Гц; 220 В, 400 Гц; 380 В, 50 Гц.

5. Массогабаритные характеристики: основной прибор — 470×420×220 мм, 34 кг; антенна с усилителем — 330×330×670 мм, 8,5 кг; два кабеля длиной по 100 м; блок преобразования напряжения — 168×205×322 мм, 8,5 кг; блок термопечати (лента ТБХ 47-57) — 100×168×210 мм, 3,2 кг.

6. Индикация на газоразрядной панели 13×18 символов.

Аппаратура «Челн» имеет следующие дополнительные возможности:

- автоматическое счисление пути судна;

- автоматическую коррекцию счислимых координат судна по результатам обсерваций, полученных другими средствами;

- выдачу координат в любой местной системе координат, задаваемой оператором;

- автоматический учет превышения геоида над эллипсоидом;

- автоматический расчет расписания предстоящих обсерваций с учетом зон затенения антенны, а также расчет расписания на задаваемые оператором интервал времени и координаты потребителя;

- расчет расстояния и направления от судна до любой заданной точки по ортодромии и локсодромии;

- индикация значений курса и скорости для прихода судна в заданную точку в установленное время;

- расчет пути судна;

- расчет отклонения от заданного маршрута плавания;

- непрерывная индикация московского зимнего времени с точностью до 1 с;

- вычисление элементов сноса судна по последовательности обсерваций;

- автоматический самоконтроль и поиск неисправностей.

СНА «Челн» обеспечивает диалоговый режим работы судоводителя с аппаратурой по принципу запрос — ответ.

В отличие от всех других отечественных и зарубежных судовых приемоиндикаторов СНС в аппаратуре «Челн» реализован алгоритм 4×4 , определяющий в каждом навигационном сеансе вектор путевой скорости судна и исключающий соответствующую составляющую суммарной погрешности, обусловленную неверным учетом путевой скорости.

Опыт совместного использования СНА «Челн» с зарубежными приемоиндикаторами MX-702 (США) и FSN-70 (Япония) на океанских переходах в условиях штормовой погоды показал значительное преимущество

аппаратуры «Челн» как по дискретности сеансов и точности определения координат, так и по надежности и простоте обслуживания.

Аппаратура «Челн» демонстрировалась в 1987 г. на Центральной выставке-ярмарке научно-технического творчества молодежи (НТТМ-87) на ВДНХ СССР и была удостоена золотой медали.

Как уже отмечалось, надежное и непрерывное определение места судна и вектора его скорости с точностью, обеспечивающей эффективную эксплуатацию судна и безопасное плавание, является основной задачей автоматизированных судовых навигационных комплексов, основу которых составляет аппаратура спутниковой навигации. Точность и надежность навигационной информации существенно повышаются, если поступающие от различных навигационных датчиков параметры учитываются совместно, так как их погрешности имеют разную стабильность во времени и действуют по различным законам. В число таких датчиков включают, например, РНС, доплеровские лаги и др. (рис. 56).

В качестве примеров основных приборов подобных навигационных комплексов можно назвать комплексированные приемоиндикаторы СНС «Транзит» и РНС «Омега», «Лоран-С», «Декка» и др.

Автоматизированная обработка поступающей разнородной навигационной информации и выработка решений по управлению движением судна осуществляются в ЦВМ.

Современные спутниковые навигационные комплексы решают следующие основные задачи.

Планирование плавания. С помощью дисплея СНА воспроизводится картографическое изображение района плавания. Подвижным маркером на этом изображении выбирают и фиксируют поворотные точки по заданному маршруту плавания. На экране высвечивается линия заданного пути, а координаты расчетных точек заносятся в память ЦВМ.

Определение места судна. По данным систем счисления пути (указателей курса, скорости, времени), приемоиндикаторов навигационных систем (радионавигационных и спутниковых) и дополнительно вводимой штурманом информации непрерывно вырабатываются

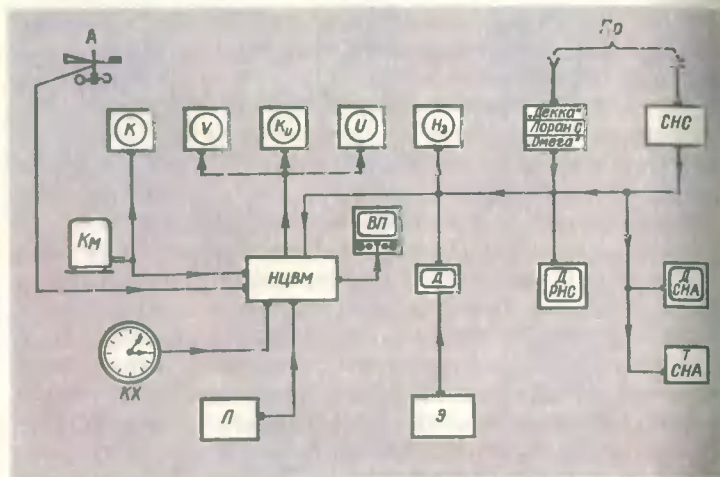


Рис. 56. Принципиальная схема судового навигационного комплекса

Указатели: К — курса; V — скорости; $K_{ш}$ — направления ветра; U — скорости ветра; H_g — глубины под килем; K_m — компас; Л — лаг; НЦВМ — навигационный вычислитель; ВП — видеопрокладчик; Пр — приемники-вычислители РНС и СНС; Д — дисплеи РНС, СНА и эхолота Э; Т — индикатор времени СНА; КХ — кварцевый хронометр; А — анемометр

вероятнейшие координаты места судна, путевой угол и путевая скорость, информация о сносе судна.

Слежение за плаванием по заданному маршруту и автоматическое управление судном. На основе информации о текущем месте судна осуществляют контроль за правильностью движения его по заданному пути. В случае отклонения судна от линии пути дается сигнал тревоги и вычисляется оптимальный режим возвращения судна на линию заданного пути; необходимые сигналы управления поступают непосредственно на руль. При этом предусмотрена возможность проигрывания на дисплее ситуаций, возникающих при выполнении различных маневров судна.

Навигационные расчеты. Вычисляются направления и расстояния между заданными точками по локсодромии и ортодромии, элементы течения и др. Предусмотрена возможность записи на магнитную ленту изображения на экране дисплея для последующего воспроизведения в целях анализа возникавших ситуаций.

Таким образом, судовой автоматизированный спутниковый навигационный комплекс автоматически решает задачи навигации, что вполне оправдывает название настоящей книги.

Спутниковая навигационная аппаратура различных моделей получила широкое распространение на судах морского, промыслового, научно-исследовательского и спортивного флотов. В настоящее время обсервации по низкоорбитным СНС составляют около 75% всех обсерваций, выполняемых на флотах.

СРЕДНЕОРБИТНЫЕ СНС

Значительно улучшить качество навигации по спутниковым навигационным системам можно размещением НИСЗ на средневисотных орбитах (порядка 20 000 км) и переходом к дальномерному методу определения места судна относительно нескольких одновременно наблюдаемых спутников. К таким системам относятся отечественная СНС ГЛОНАСС и СНС НАВСТАР (США).

Эти системы предназначены для всепогодного, пассивного, непрерывного в реальном масштабе времени, глобального, помехоустойчивого высокоточного навигационно-временного обеспечения движущихся объектов на поверхности Земли, в воздухе и ближнем космическом пространстве.

В США работы по созданию новой навигационной спутниковой системы — ГПС (GPS — *Global Positioning System*) НАВСТАР начались в 1973 г. Предусматривалось создание системы осуществить в три этапа с завершением полного развертывания системы в 1987 г. На первом этапе (1974—1978) была создана экспериментальная система из четырех спутников, наземного комплекса и нескольких вариантов аппаратуры потребителей для проверки принципов построения системы. На втором этапе к 1982 г. должна была быть создана ГПС с ограниченными возможностями. К 1983 г. функционировало семь экспериментальных спутников, однако по различным техническим причинам план нарушился, и программа была скорректирована.

В первоначальном варианте предполагалось иметь 24 спутника, расположенных по восемь на трех круго-

вых орбитах с наклоном 63° к плоскости экватора, высотой около 20 000 км и периодом обращения около 12 ч. Стоимость создания спутников для этой системы по сообщениям печати превышала 1 млрд дол. Вследствие сокращения ассигнований в проект было внесено изменение, по которому в системе в рабочем состоянии будет 18 спутников (по три в шести орбитальных плоскостях), наклоненных на 55° к плоскости экватора. При таком размещении НИСЗ на орбитах высотой порядка 20 000 км, разнесенных по долготе на 60° , обеспечивается одновременное наблюдение не менее четырех НИСЗ в любой точке земного шара. В наиболее благоприятных ситуациях одновременно в поле радиовидимости потребителя может находиться до восьми НИСЗ. Это позволяет производить одновременные измерения навигационных параметров относительно пяти НИСЗ, а также обеспечить практически непрерывный режим определения координат объекта и составляющих его скорости.

Избыточное количество ИСЗ в зоне радиовидимости объекта позволяет выбрать для данных условий именно те спутники, геометрия расположения которых относительно объекта обеспечивает наиболее высокую точность обсервации.

Запуск первого из 18 спутников рабочего этапа системы (после первого изменения плана) намечался на конец 1986 — начало 1987 г., однако катастрофа американского корабля многоцелевого пользования «Челенджер», происшедшая 28 января 1986 г., нарушила и эти планы (спутники ГПС НАВСТАР на орбиту выводятся с помощью кораблей этого типа). Последовавшая за этой катастрофой авария ракеты «Титан» со всей очевидностью показала, что США не были готовы к запуску НИСЗ системы НАВСТАР.

Вновь скорректированный график строительства и развертывания ГПС НАВСТАР выглядит следующим образом: запуск первого НИСЗ рабочей фазы системы — в начале 1988 г.; ввод в действие промежуточной фазы из 12 НИСЗ — между июлем и декабрем 1989 г. (возможно с переходом на 1990 г.). При этом будет обеспечено непрерывное покрытие навигационным полем всего земного шара для определения координат любыми объектами на море и на материках.

В настоящее время семь НИСЗ экспериментальной системы НАВСТАР после завершения испытаний аппаратуры потребителей обеспечивают непрерывную навигацию морских судов в течение 4 — 6 ч 1 — 2 раза в сутки. Задержка с развертыванием рабочей фазы системы создала напряженную ситуацию и в отношении эксплуатации находящихся сейчас на орбите экспериментальных НИСЗ. Так, например, ухудшилась работа спутников № 3 и 4, запущенных в 1978 г., и, видимо, они полностью прекратят функционировать еще до того, как будут запущены НИСЗ рабочей фазы. Остальные пять экспериментальных НИСЗ были запущены после 1980 г. и будут эксплуатироваться до 1988 — 1989 гг. Сокращение числа НИСЗ до пяти уменьшит степень навигационного покрытия на период до запуска спутников рабочей фазы.

Подобно СНС «Транзит», система НАВСТАР включает в себя три основные подсистемы: НИСЗ, наземную службу и аппаратуру потребителей. Спутники экспериментальной системы имеют корпус из алюминиевых сплавов и обшивку сотовой конструкции. Масса спутника 790 кг (с бортовым разгонным блоком); после вывода спутника на орбиту и выгорания топлива масса около 455 кг. В космосе развертываются две панели солнечных элементов общей площадью 5 м^2 . Солнечные элементы вырабатывают питание для всех систем спутника мощностью 580 Вт при напряжении 27,4 В. Специальные датчики обеспечивают отслеживание Солнца с тем, чтобы использовать поверхность панелей наиболее эффективно. В периоды потребления максимальных мощностей и при заходе в тень Земли для подачи питания используются три никель-кадмиевые аккумуляторные батареи емкостью по 15 А/ч каждая. Навигационные спутники снабжены корректирующими двигателями, что обеспечивает возможность частичного изменения параметров орбиты.

Спутники системы НАВСТАР непрерывно излучают две стабильные частоты 1227 и 1575 МГц. Для излучения на указанных частотах на спутнике формируются два кодированных радиосигнала. Один из них — кодовый сигнал Р, защищенный от несанкционированного использования и позволяющий производить высокоточные навигационные обсервации; другой —

кодированный сигнал С/А, открытый для всех потребителей и обеспечивающий быстрый поиск сигнала, но пониженную точность навигационного определения.

По каналу 1575 МГц одновременно передаются: код Р (код точности) со скоростью передачи информации 10, 23 Мбит/с; код С/А со скоростью передачи 1,023 Мбит/с и данные об орбитальных характеристиках спутников и времени со скоростью передачи 50 бит/с. По каналу 1227 МГц передается только один код Р. Наличие двух частотных каналов обеспечивает возможность вычисления и учета ионосферной рефракции.

В системе НАВСТАР предъявляются жесткие требования к стабильности и точности синхронизации бортовых шкал времени всех НИСЗ относительно шкалы системы. Ошибка во времени в 1 нс вызывает ошибку в определении дальности около 0,3 м, а в координатах объекта — около 1 м. На спутниках установлен водородный стандарт частоты с долговременной нестабильностью 10^{-14} . Для обеспечения заданных точностных характеристик системы при использовании водородных стандартов бортовые спутниковые часы корректируют один раз в 2 — 4 недели.

Спутники рабочей эксплуатационной системы рассчитаны на активное существование в течение 7 — 8 лет.

Основными задачами наземного комплекса управления являются контроль за работой спутников, сбор необходимой информации для определения и прогноза орбит, закладка данных в память спутников, формирование времени системы и его синхронизация относительно Всемирного координированного времени.

Наземный комплекс выполняет функции управления системой ГПС в целом и состоит из главной станции, расположенной на территории военно-воздушной базы в Ванденберге (Калифорния), четырех пунктов измерений параметров НИСЗ, расположенных на Аляске, на острове Гуам, на Гавайских островах и в Ванденберге, станций ввода данных на борт НИСЗ, расположенных в г. Форчуне (Северная Дакота) и на базе ВВС в Ванденберге.

Спутниковая навигационная аппаратура, или, в более широком смысле, аппаратура потребителей (АП), предназначена для приема сигналов НИСЗ.

При этом выделяются навигационные сообщения, измеряются радионавигационные параметры и полученные данные обрабатываются для определения координат подвижного объекта, составляющих скорости его движения и поправок времени и частоты опорного генератора.

Основными задачами АП являются: контроль работоспособности блоков и аппаратуры в целом; выбор рабочего «созвездия» ИСЗ; расчет данных целеуказания; поиск сигналов ИСЗ; слежение за их сигналами; выделение и декодирование навигационных сообщений ИСЗ, в том числе альманаха (орбитальной информации о всех НИСЗ системы) по сигналам одного из ИСЗ; проведение навигационных измерений; навигационные определения; решение сервисных задач, задач управления и индикации.

В зависимости от назначения наиболее сложная АП может проводить высокоточные определения координат места и скорости, а также поправок времени и частоты опорного генератора, а наиболее простая — навигационные определения координат места с пониженной точностью. Для обеспечения высокоточных определений АП принимает сигналы С/А- и Р-кодов на обеих частотах, а при определениях пониженной точности — только С/А-сигналы на частоте 1575 МГц.

В простейших АП измеренные и скорректированные значения навигационных параметров используют для составления системы нелинейных уравнений, которая решается любым методом, достаточно удобным для реализации в ЦВМ. В более сложных модификациях АП решение навигационных задач выполняется по фильтру Калмана, размерности векторов состояния определяются во многом динамикой движения объектов, требуемыми точностями навигационных определений, возможностью комплексирования с другими навигационными средствами. Большая роль в АП отводится ЦВМ, причем в наиболее сложной АП решаются задачи, относящиеся как к первичной, так и ко вторичной обработке сигналов.

Потребители системы НАВСТАР определили необходимость разработки нескольких классов приемной аппаратуры. Так, для испытаний системы на первой фазе пять фирм США разработали и изготовили 42

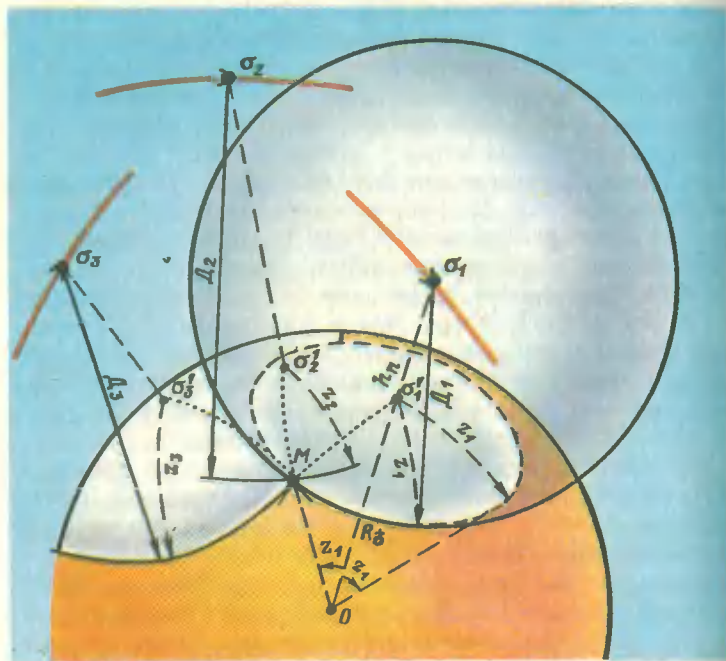


Рис. 57. Определение места судна дальномерным методом в среднеорбитальной СНС типов ГЛОНАСС, НАВСТАР

различных комплекта АП. Независимо от класса потребителей процесс обсервации во всех случаях начинается с относительной привязки объекта навигации к навигационным ориентирам, т. е. к НИСЗ, которых в системе НАВСТАР, как правило, используется одновременно четыре. Существо привязки — в измерении навигационных параметров.

Геометрическое представление относительной привязки объекта на земной поверхности к трем НИСЗ дальномерным методом дано на рис. 57. Принцип измерения навигационного параметра заключается в следующем. На каждом НИСЗ размещен высокоточный эталон времени — бортовые часы, указывающие системное время СНС. Такой же эталонный измери-

тель времени имеется в судовой СНА. Сравнением известного времени излучения радиосигнала с НИСЗ со временем его приема СНА получает интервал времени прохождения сигнала от НИСЗ до судна Δt_i и вычисляет наклонную дальность D'_i до каждого из наблюдаемых спутников. В силу нестабильности бортовых часов НИСЗ и часов СНА в измеренную дальность войдет погрешность ΔD , которую по малости времени наблюдений можно считать постоянной; дальность $D_i = D'_i + \Delta D$ называют *псевдодальностью*. Как уже было показано на рис. 49, изоповерхностью наклонной дальности является сфера с центром в НИСЗ и радиусом D_i . В пересечении с поверхностью Земли изоповерхность образует изостадия с центром в ГМС на поверхности Земли (например, σ'_1 на рис. 57) и радиусом z_1 , равным геоцентрическому зенитному расстоянию НИСЗ.

Для определения координат места объекта M и компенсации содержащейся в псевдодальностях постоянной погрешности ΔD за счет рассогласования системного времени и часов СНА необходимо получить не менее трех (при трех НИСЗ) изостадий по дальностям D_1, D_2, D_3 при хорошем взаимном геометрическом расположении НИСЗ и определяемого объекта. В общем случае СНА ГПС измеряет псевдодальности до четырех спутников.

Код Р, который, согласно заявлению министерства обороны США, будет разрешен только для военных и «избранных» гражданских пользователей, обеспечивает точность местоопределения до 3 м. Остальные пользователи будут довольствоваться С/А-кодом, для которого тем же министерством обороны объявлена точность 100 м.

В период первой фазы создания системы проводились испытания различных моделей СНА: от дешевых устройств, работающих только С/А-кодом, до более совершенных и точных установок 1-, 2-, 4- и 5-канальных, а также переносных ранцевых комплектов СНА, масса которых вместе с источниками питания не превышала 13,5 кг. Испытываемая аппаратура размещалась на различных подвижных объектах: морских, сухопутных, воздушных и на объектах ближнего космоса.

При проектировании дешевой аппаратуры считалось, что использование кода С/А вместо Р даст на порядок меньшую точность и во всяком случае средняя квадратическая погрешность будет не менее 100 м. Однако, ко всеобщему удивлению, эта аппаратура оказалась почти такой же точной, как и ее более сложные и дорогие аналоги: погрешность определения положения в процессе испытания не превышала 20 — 30 м.

В системе НАВСТАР предусмотрена разработка трех классов аппаратуры потребителя: X, Y и Z. СНА класса X отвечает высоким требованиям к точности определения местоположения и скорости объекта, помехозащищенности и способности выдачи мгновенных результатов в реальном масштабе времени. Аппаратура этого класса предназначена для высокоскоростных динамических объектов (военных самолетов, подводных лодок, ракет и космических кораблей).

СНА класса Y обладает высокой точностью определения координат и предназначена для использования на военных кораблях и наземных транспортных средствах. Аппаратура класса Z обеспечивает несколько пониженную точность определения координат и скорости и ориентирована на использование вспомогательными военными кораблями, морским транспортным флотом и наземными транспортными средствами. Результаты испытаний четырех типов СНА приведены в виде интегральных графиков распределения погрешностей обсерваций на рис. 58. Они подтверждают высокие точностные характеристики системы: точность определения трех координат потребителя многоканальной аппаратурой составляет 11,2 м (50 %) и 22,0 м (90 %); погрешность определения скорости 0,12 — 0,2 м/с; точность приема шкалы времени 25 нс (68 %).

Известная американская фирма «Магнавокс» опубликовала результаты испытаний одноканального приемника «Т-set» своего производства, полученные в Калифорнийском заливе на борту судна «Дачис Дайэне» при движении на различных курсах со средней скоростью 5 м/с. С использованием С/А-кода 90% местоположений было определено с точностью 25 м и 65 % — лучше 15 м. Опыты со стационарным приемником на берегу дали среднюю ошибку с С/А-ко-

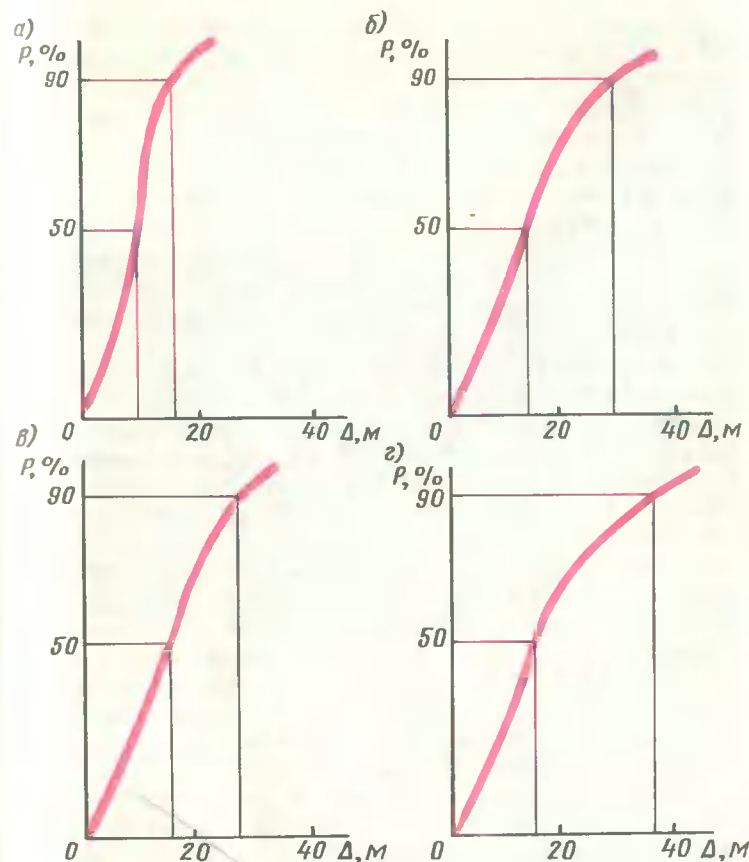


Рис. 58. Графики интегрального распределения погрешностей определения места при испытаниях СНА СНС НАВСТАР четырех типов: а — 4-, 5-канальной типа X; б — одноканальной типа Y; в — ранцевой носимой и автомобильной; г — дешевой (типа Z).

дом 10,1, а с Р-кодом — 3,8 и максимальную 13,9 м. Все эти ошибки были в направлении восток — запад, ошибки по направлению север — юг составили примерно половину.

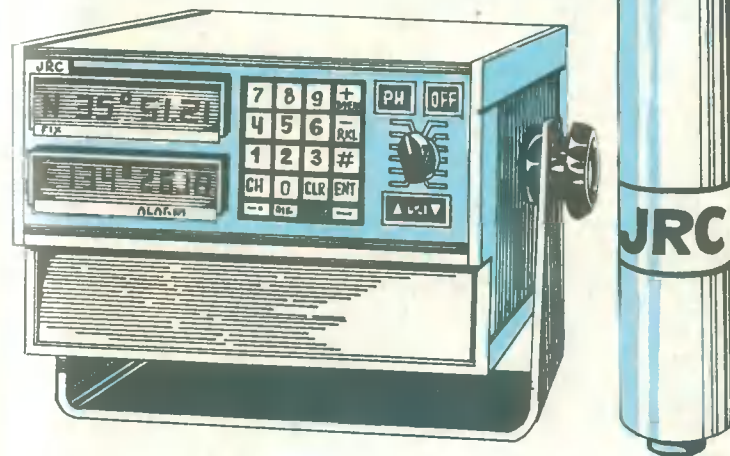
В связи с тем что точность С/А-кода системы оказалась близкой к точности Р-кода, некоторые специалисты предполагают, что при полном развертывании рабочей фазы министерство обороны США примет меры для загробления точности С/А-кода и доведения средней квадратической погрешности до 100 м. Однако этому загроблению противостоит позиция гражданских пользователей.

Европейской космической ассоциацией проведены уже исследования по созданию подобной СНС, которая не будет иметь отмеченных ограничений системы НАВСТАР. Борьба за рынки сбыта аппаратуры для пользователей, видимо, будет решающим фактором в принятии решения по С/А-коду.

Несмотря на ограниченные пока возможности системы НАВСТАР ряд фирм США и других стран разработал и изготавливает аппаратуру, которая находит широкий спрос у потребителей. Некоторые фирмы пошли по пути использования существующих моделей СНА системы «Транзит» для трансформации их в приемные системы НАВСТАР. Так, по заявлению фирмы «Магнавокс», все приемники серии МХ-1100, находящиеся в эксплуатации, могут быть легко переделаны в СНА системы НАВСТАР путем установки специальной антенны и двух электронных плат. То же самое относится к приемнику MNS-2000 английской фирмы «Рэгал Марин» и FSN-70 фирмы «Фуруно».

Наиболее удачна в настоящее время модель СНА для системы НАВСТАР, выпущенная японской фирмой IRC,— аппаратура JLR-4000 (рис. 59). Это самый компактный и легкий в мире приемник массой 6 кг со следующими габаритами, мм: основной блок — высота 135, ширина 210, глубина 320; антенна — высота 430, диаметр 60; масса антенны 0,7 кг. СНА JLR-4000 — одноканальный приемник с временным разделением сигналов; он может быть использован на морских, сухопутных и воздушных объектах. Стоимость — 12 тыс. дол. Питание осуществляется постоянным током 10 — 40 В, потребляемая мощность — до 30 Вт. Дополнительно могут быть подключены печатающее устройство, управляемый на расстоянии дисплей, цветной видеопрокладчик и силовой преобразователь для питания переменным током.

Рис. 59. Спутниковая навигационная аппаратура ГПС НАВСТАР JLR-4000



Место судна и его скорость определяются непрерывно и круглосуточно (при наличии штатного «созвездия» ИСЗ), в любую погоду и в любой точке Земли. Средняя квадратическая погрешность обсервации 30 м, скорости — 0,1 м/с.

СНА JLR-4000 полностью автоматизирована, проста в эксплуатации и поэтому доступна мореплавателю любой квалификации. Данные о месте судна обновляются каждую секунду. По запросу выдаются следующие сведения: расстояние, курс и время движения до заданной точки; отклонение судна по нормали к линии заданного пути; сигнал о приходе в заданную точку маршрута и об отклонении от заданного пути; общее пройденное расстояние и др. Встроенные кварцевые часы дают время с точностью до 100 нс.

Широта и долгота судна непрерывно индицируются на дисплее. При подключении цветного видеопрокладчика на нем воспроизводится карта района плавания и автоматически ведется прокладка пути судна.

7.

СПУТНИКИ-СПАСАТЕЛИ

ПРОБЛЕМА ПОИСКА И СПАСАНИЯ ПРИ АВАРИЯХ МОРСКИХ СУДОВ И САМОЛЕТОВ

О новой «профессии» спутника в мире узнали из короткого, в 16 строк, сообщения газеты «Правда» от 3 декабря 1982 г. под заголовком «Спутник-спасатель». Так теперь многие называют советский искусственный спутник Земли «Космос-1383» (рис. 60), являющийся первым спутником, запущенным по программе международного проекта создания космической системы обнаружения терпящих бедствие судов и самолетов КОСПАС — САРСАТ. Это небольшое сообщение корреспондента ТАСС из Сан-Франциско, на первый взгляд, могло показаться узкоспециальным, однако при внимательном его изучении содержание скупой информации значительно превосходило интересы лишь специалистов.

Что же такое спутник-спасатель? Казалось бы, какое отношение имеет спутник к спасанию терпящих бедствие? Оказывается, самое непосредственное. Ведь без спутниковой системы невозможно обнаружить аварийный объект, например, в океане, как невозможно обнаружить иглу в стоге сена. А для того чтобы спасти терпящих бедствие, нужно сначала их обнаружить.

До последнего времени поиск морских судов, потерпевших аварию, осуществлялся по радиосигналам SOS. Вместе с этим сигналом терпящему бедствие необходимо было передать свои координаты, определить которые не всегда представлялось возможным. Слышимость таких сигналов бедствия с судовых радиостанций не превышает расстояний нескольких сотен километров. Дальность действия самолетных аварийных радиостанций значительно меньше и составляет

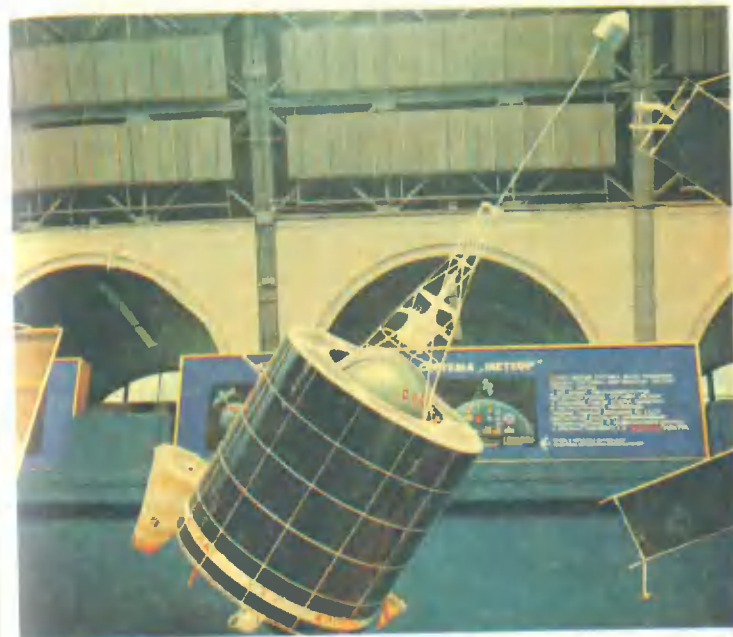


Рис. 60. Спутник-спасатель
«Космос-1383»

всего несколько десятков километров. Вероятность приема таких сигналов вдали от берегов крайне мала.

Непрерывный рост экономических связей между отдельными регионами и государствами приводит к увеличению объемов и скоростей перевозок. В результате этого увеличивается плотность потоков транспортных средств, что усложняет обеспечение безопасности плавания судов и полетов самолетов. Анализ аварийности мирового морского флота показывает, что уровень ее продолжает оставаться довольно высоким.

Согласно статистическим данным норвежского Бюро Веритас, рыболовный и транспортный флот по степени опасности лишь немного уступает автомобильному транспорту. Это подтверждается высоким уровнем аварийности мирового транспортного флота, из состава которого ежегодно погибает 350 — 400 судов вместимостью 100 и более бр. рег. т. Еще выше

аварийность более мелкого флота, о которой можно судить по данным, относящимся к американскому флоту. В США ежедневно, по статистическим данным, терпят аварии и нуждаются в помощи около 18 судов различной величины, в основном малых, и три самолета, преимущественно частные.

Риск для жизни в той или иной степени сопутствует всем способам транспортировки людей и грузов. В США, например, ежегодно в катастрофах авиатранспорта гибнет один из 500 тыс. пассажиров. Таким образом аварии и катастрофы на море и в воздухе ежегодно уносят тысячи человеческих жизней. Очень часто гибель людей обуславливалась отсутствием сведений о фактах, причинах и месте аварий, в результате чего поиск, обнаружение и оказание помощи потерпевшим аварию затягивались на долгое время и порой бывали безрезультатными.

Эффективность системы поиска и спасания аварийных судов в значительной степени определяется быстротой обнаружения потерпевших аварию. Анализ спасения потерпевших при авариях показывает, что шансы выживания после 2-суточного поиска равны 10 %, а после 8-часового — 50 %.

В последние годы для оповещения о бедствии и наведения поисковых средств на приводные радиостанции судов и самолетов стали использовать аварийные радиобуи (АРБ), автоматически по команде передающие сигналы бедствия на частотах 121,5 и 248 МГц. Однако дальность обнаружения их ограничена прямой видимостью и составляет для судов 20 — 25 км, а для самолетов — до 100 км. Указанные средства не удовлетворяют современным требованиям по поиску и спасанию аварийных судов.

Накопленный за прошлые годы опыт организаций и проведения поисково-спасательных работ в море и использования радиосредств для оповещения о бедствии показал их недостаточную эффективность. Дальность их действия во многих случаях оказывается недостаточной, в особенности при нахождении судна, терпящего бедствие, вдали от берегов в открытом море. Поэтому многие из гибнущих судов числятся исчезнувшими бесследно. Согласно статистическим данным, за десятилетие (1972—1981) бесследно исчезли в

море 64 судна мирового транспортного флота вместимостью 100 и более бр. рег. т, среди которых были и крупнотоннажные суда, оснащенные современными средствами судовождения и связи.

Например, в апреле 1980 г. в Северном море затонуло английское исследовательское судно «Компас Роуз II» с экипажем 18 чел., не успев подать сигнала бедствия. Первые сведения о гибели судна поступили через 36 ч, когда было обнаружено тело одного из погибших членов экипажа. Поиск затонувшего судна продолжался несколько дней. Аналогичные случаи известны с судами разных стран и, в частности, с советским теплоходом «Тикси», погибшим в Тихом океане при следовании из Австралии.

Проблема многочисленных аварий давно уже стоит во всем мире. Чем больше судов бороздят морские просторы, чем чаще полеты в небо, чем сильнее тяга человека к путешествиям, тем вероятнее возможность аварий. Например, только с французских территориальных вод ежегодно принимается до 3000 аварийных сигналов. Да и только ли на воде бедствуют люди? В любом случае человека надо немедленно искать и спасать. Но это совсем непросто. Терпящий бедствие, потерявший связь с внешним миром почти обречен на гибель. Слепые же поиски не могут привести к положительному результату. Вот почему с середины 70-х гг. по инициативе международных и национальных организаций в некоторых странах начали исследования по поиску путей построения новой эффективной системы для оповещения о бедствии и для определения местоположения аварийных судов.

Основные требования, предъявляемые к такой системе, сформулированы следующим образом: глобальность зоны действия, которая должна покрывать всю поверхность Земли; по возможности мгновенное оповещение о бедствии наземных центров поисково-спасательной службы; высокоточное определение координат места аварии.

Анализ этих требований показывает, что выполнить их можно только на основе применения космических радиосистем, в связи с чем ряд стран проявили интерес к созданию спутниковой системы поиска и спасания. Разработка такой системы началась в 1977 г.

и сейчас находится в завершающей стадии опытной эксплуатации. Эта система получила название КОСПАС — САРСАТ, она разрабатывалась совместными усилиями научно-технических коллективов СССР, США, Канады и Франции. Часть системы — КОСПАС (Космическая система поиска аварийных судов и самолетов) создается усилиями СССР, другая часть — САРСАТ (*Search and Rescue Sattelite — Aided Tracking*) — усилиями США, Канады и Франции. В состав системы входят АРБ, которыми оснащаются различные объекты; «созвездия» спутников; наземные станции приема аварийной информации от спутников и центры управления и координации.

Система КОСПАС — САРСАТ предусматривает использование как уже существующих буев, так и новых, создаваемых для этой системы, аварийных радиобуев и аварийных передатчиков сигналов бедствия — АРБ/АПБ, работающих на частотах 121,5 и 406 МГц. Для того чтобы быть «услышанным» спутником, судно или самолет должны быть оборудованы такими буями.

Сигналы, излучаемые АРБ/АПБ с объектов, потерпевших бедствие, принимаются и передаются спутниками на наземные пункты приема аварийной информации, которые выполняют обработку этой информации. С наземных пунктов приема информации (ППИ) полученные данные, в том числе вычисленные координаты терпящих бедствие объектов, поступают в национальные центры с целью выяснения типа и принадлежности терпящего бедствие судна или самолета. После этого информация передается стране, которой принадлежит аварийный объект, и в центр поисково-спасательной службы (ПСС), отвечающей за оказание помощи в том или ином районе (рис. 61).

С помощью создаваемой системы КОСПАС — САРСАТ можно следить за аварийными сигналами, подаваемыми с судов и самолетов в любом районе мира и автоматически определять координаты места подачи сигнала.

Запуск спутников для этой системы по договоренности осуществляют СССР и США.

Советский спутник «Космос-1383», выведенный на орбиту 30 июня 1982 г., является первым космическим

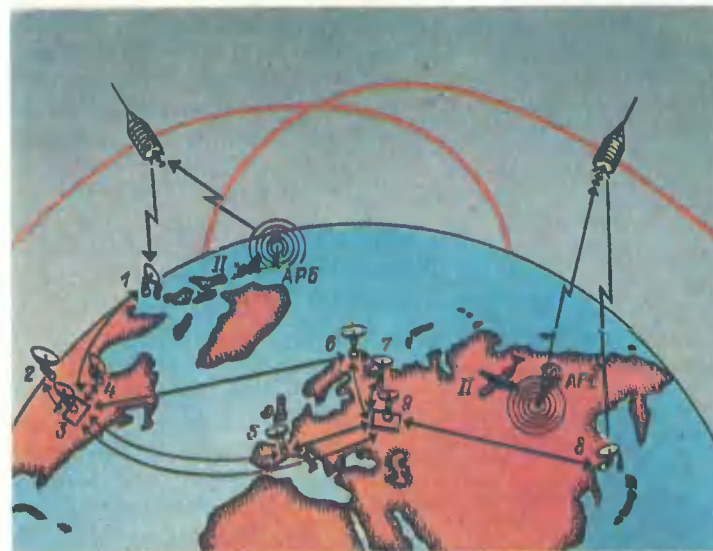


Рис. 61. Схема построения системы КОСПАС — САРСАТ

1—9 — пункты приема информации и передачи ее в центры ПСС (3 и 9 — центры управления соответственно системой САРСАТ и КОСПАС)

аппаратом системы КОСПАС — САРСАТ (см. табл. 5 и П-1). Американский спутник этой системы был вторым, он был запущен в 1983 г. Принято решение о создании эксплуатационной системы с космическим «созвездием», по крайней мере, из четырех спутников. Эта система будет ежечасно прослушивать своими спутниками все районы Земли в целях обнаружения аварийных сигналов. Это в значительной степени повысит безопасность воздушных и морских перевозок и эффективность аварийно-спасательной службы в мире.

Практической проверкой возможностей системы КОСПАС — САРСАТ стали случаи приема аварийных сигналов с самолетов и кораблей Канады, США и Великобритании спутником «Космос-1383». С помощью информации, поступившей со спутника, были определены координаты потерпевших бедствие объектов и им была оказана своевременная помощь.

Создание международной космической системы поиска и спасания имеет большое гуманитарное значение, так как способствует охране человеческих жизней на море и на суше. После введения системы она будет открыта для использования всеми заинтересованными странами.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАК- ТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ КОСПАС — САРСАТ

Проект экспериментальной спутниковой системы поиска и спасания КОСПАС — САРСАТ разработан совместно Министерством морского флота СССР, министерством связи Канады (ДОК), Национальным управлением по космическим исследованиям США (НАСА), Национальным центром космических исследований Франции (КНЕС). Разработка велась в соответствии с межправительственным соглашением по исследованию и использованию космического пространства в мирных целях на основе подписанного в ноябре 1979 г. Документа о взаимопонимании и согласованного в мае 1980 г. Плана реализации проекта КОСПАС — САРСАТ.

Основная задача проекта — добиться международного сотрудничества в работах по поиску и спасанию, создав сначала экспериментальную, а затем эксплуатационную международную спутниковую систему поиска и спасания.

В основу действия системы положены принцип свободного доступа сигналов АРБ к приемной аппаратуре ИСЗ и принцип использования низкоорбитальных спутников с почти полярными орбитами, обеспечивающих определение местоположения радиобуев, излучающих аварийные сигналы, доплеровским методом. Сущность доплеровского метода изложена в гл. 6, отличие лишь в том, что здесь излучает радиосигнал АРБ, а принимает информацию о навигационном параметре ИСЗ. координаты же определяются на береговом пункте приема информации, хотя в принципе могут вычисляться и на спутнике при наличии на борту ЦВМ.

Работа системы предусмотрена в двух основных режимах:

ретрансляция сигналов АРБ, работающих на частотах 121,5 и 406,025 МГц, через ИСЗ на пункты приема информации в реальном масштабе времени;

прием и запись в ЗУ ИСЗ сигналов АРБ, работающих на частоте 406,025 МГц, с передачей их по команде программно-временного устройства (ПВУ) ИСЗ на ППИ при прохождении спутника в зоне его радиовидимости.

Заметим, что при работе системы на частоте 406,025 МГц зона ее действия является не только локальной, но и глобальной, т. е. охватывает все районы Земли. При использовании частоты 121,5 МГц зона действия является только локальной — она ограничена районами одновременной радиовидимости с ИСЗ АРБ и ППИ.

Система КОСПАС — САРСАТ состоит, как показано на структурной схеме (рис. 62), из четырех подсистем. В состав первой входят АРБ и АРБ, предназначенные для передачи сигналов бедствия на спутники системы КОСПАС — САРСАТ на частотах 121,5 (243) и 406 МГц.

Вторая подсистема — это космическое «созвездие» спутников, которые принимают сообщения о бедствиях и передают их на частоте 1544,5 МГц на наземные станции для последующей обработки. Данные, поступающие на частоте 406,025 МГц, запоминаются и по команде передаются на наземные станции.

Третья подсистема — это наземные станции приема информации, или ППИ, о сигналах бедствия со спутников. Принимаемые сигналы обрабатываются на ППИ для классификации аварийных объектов и определения их местоположения. Координаты этих объектов и результаты классификации с ППИ передаются в национальные центры управления системой (ЦУС).

Четвертая подсистема обеспечивает координацию работы и управление всей системой с помощью ЦУС каждой страны-участницы. Центр управления советской частью системы КОСПАС (ЦУСК) расположен в Москве при ММФ СССР, американский ЦУС — в Сан-Луисе, канадский — в Оттаве и французский — в Ту-

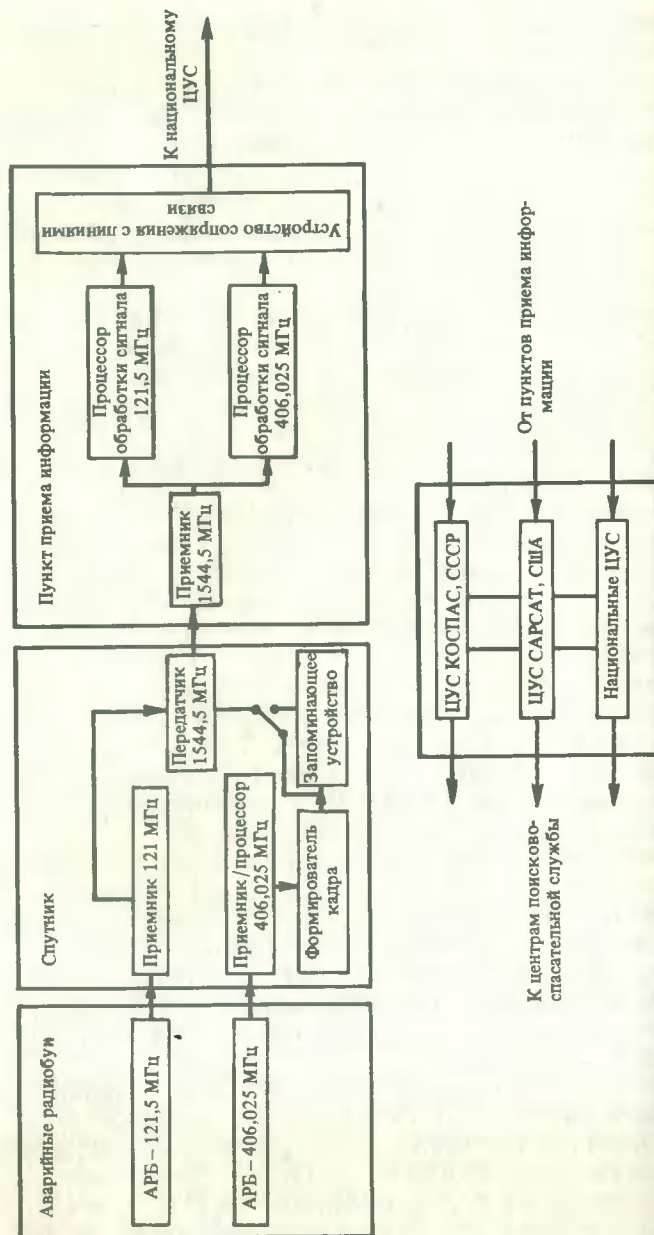


Рис. 62. Структурная схема работы системы КОСПАС — САРСАТ

Таблица 15

Параметр	Значение	Примечание
Число сигналов АРБ на частоте 121,5 МГц, одновременно принимаемых и обрабатываемых на ППИ	10	САРСАТ (только)
Число сигналов АРБ на частоте 406 МГц, принимаемых одновременно приемником спутника в зоне его радиовидимости	20 - 90	КОСПАС ¹ САРСАТ ¹
Минимальное число сигналов, принимаемых на частоте 406 МГц и обрабатываемых бортовым процессором за одно обращение спутника	200 - 900	КОСПАС ² САРСАТ ²
Время доступа к спутнику сигналов АРБ, мин:		При космическом «созвездии» из четырех ИСЗ и положении АРБ на средних широтах
максимальное	274	
среднее	62	
с вероятностью 0,9	190	
Точность определения места, км, для АРБ с сигналами на частотах, МГц:		При вероятности обнаружения сигнала $P=0,95$
121,5	20	
406	3—5	

¹ Соответствует минимальному числу, ожидается в дальнейшем повышение указанной характеристики.

² Есть ограничения из-за памяти; возможности будут расширяться в эксплуатационной системе.

лузе. Через эти центры обеспечивается координация работ частей системы КОСПАС — САРСАТ.

Таким образом, с точки зрения технического использования система является навигационно-связной. Основные характеристики экспериментальной системы КОСПАС — САРСАТ приведены в табл. 15. Рассмотрим каждую из подсистем.

АВАРИЙНЫЕ РАДИОБУИ

Аварийные радиобуйи работают на частотах 121,5 МГц и 406,025 МГц. АРБ с излучаемой частотой 406,025 МГц будут постепенно вытеснять АРБ с частотой 121,5 МГц, они имеют лучшие

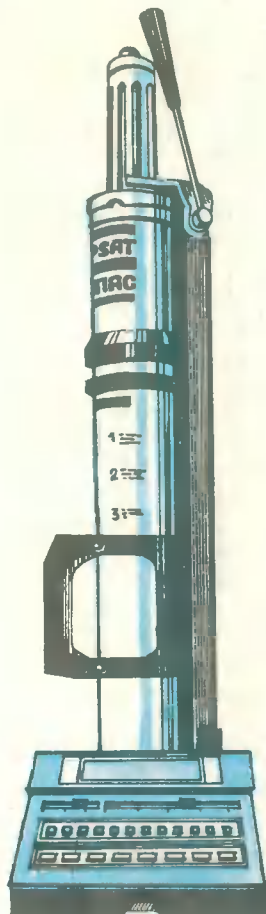


Рис. 63. Аварийный радиобуй системы КОСПАС — САРСАТ и блок ввода информации

На некоторых АРБ предусмотрен световой индикатор, действующий в моменты излучения сигналов. Авиационные буи приводятся в действие автоматически. На морских судах буи включают и сбрасывают в воду вручную. АРБ передает сигналы бедствия и после то-

характеристики: их масса 4,5 кг, они обладают непотопляемостью и герметичностью. Стоимость АРБ, изготовленного в США, составляет примерно 500 дол. Внутри АРБ размещены два радиопередатчика: основной с рабочей частотой 406,025 МГц и дополнительный маломощный, обеспечивающий радиопровод на частоте 121,5 МГц, с тем чтобы дать возможность уточнить местоположение искомого объекта. На новых радиобуях предусмотрено устройство, позволяющее вводить в сигнал информацию о типе и названии потерпевшего бедствие судна или самолета, его государственной принадлежности, а также о характере бедствия, требуемой помощи и времени, прошедшем с момента аварии (рис. 63). Информация, передаваемая АРБ, исключает необходимость ввода и передачи координат терпящего бедствие судна, так как они определяются по сигналам АРБ.

Небольшие габариты и масса позволяют размещать АРБ на малых самолетах, катерах, яхтах, спасательных средствах. По данным зарубежной печати, в США установлено на самолетах около 20 тыс., на судах более 6 тыс. АРБ.

го, как самолет или корабль затонул, обозначает место катастрофы и экипажа, находящегося на спасательных плавсредствах.

АРБ передают сигналы независимо от наличия ИСЗ. Они работают в импульсном режиме: длительность посылки во много раз меньше длительности паузы. Это позволяет обеспечить прием посылок от многих АРБ с заданной вероятностью; имея на борту ИСЗ многоканальный приемник. Общее число АРБ, находящихся в зоне видимости ИСЗ, и число каналов приемника в бортовой аппаратуре ИСЗ связаны между собой определенными соотношениями.

Принцип свободного доступа сигналов АРБ к приемной аппаратуре ИСЗ, лежащий в основе системы, исключает необходимость иметь радиолинию ИСЗ — АРБ и не требует синхронизации времени излучения каждого АРБ. Приемная аппаратура ИСЗ различает между собой сигналы АРБ по времени из-за асинхронизации моментов излучения и по частоте вследствие естественного разброса значений частоты опорного генератора АРБ и отличия доплеровского сдвига этой частоты от разных АРБ в данный момент времени.

Аппаратура АРБ обеспечивает время излучения посылки в пределах 0,44 — 0,52 с, а время паузы — 50 с.

Автономные источники питания существующих АРБ обеспечивают периодическое излучение сигналов на частоте 406,025 МГц в течение 24 ч и работу на частоте 121,5 МГц в течение 48 ч, что достаточно для надежной передачи информации.

Точность определения координат АРБ системой зависит от многих факторов, в число которых входят: стабильность частоты опорных генераторов АРБ и ИСЗ, взаимное расположение АРБ и ИСЗ, длительность сеанса измерений, энергетические характеристики радиолинии АРБ — ИСЗ, влияние ионосферы и тропосферы.

Специалисты предлагают в дальнейшем перевести на единую частоту 406,025 МГц АРБ, которые будут иметь массу менее 1 кг и обеспечивать точность определения координат терпящего бедствие объекта порядка 100 м. В настоящее время такие буи разработаны отечественной промышленностью. Предполага-

ется, что в ближайшие годы такими АРБ будут оснащены все суда мирового морского флота.

Согласно требованиям принятых в 1983 г. поправок к Международной конвенции по охране человеческой жизни на море 1974 г., все суда должны будут иметь по одному АРБ с каждого борта судна. Эти требования для новых судов вошли в силу с 1 июля 1986 г., а для прочих — войдут с 1 июля 1991 г.

«СОЗВЕЗДИЕ» СПУТНИКОВ-СПАСАТЕЛЕЙ

В настоящее время в системе КОСПАС — САРСАТ на орбитах работают пять спутников: три советских и два американских. Они запущены на низковысотные околополярные орбиты в последовательности: КОСПАС-1 — в 1982 г.; КОСПАС-2 — в 1983 г.; САРСАТ-1 — в 1983 г.; КОСПАС-3 — в 1984 г.; САРСАТ-2 — в 1984 г.

Основные параметры орбит спутников

	САРСАТ	КОСПАС
Высота, км	850	1000
Наклонение орбиты, град	98,6	83
Период обращения, мин	103	105
Эксцентриситет орбиты	~0,001	<0,02

Радиус зоны связи ИСЗ с данными характеристиками при минимальной высоте кульминации ИСЗ над горизонтом 7° составляет примерно 2600 км, что соответствует центральному углу 23°. Сдвиг трассы каждого витка по долготе составляет на экваторе 26,3°, а продолжительность наблюдения спутника в зависимости от геометрии взаимного расположения АРБ и ИСЗ может составлять от 3 до 17 мин. Время передачи аварийного сообщения службе поиска и спасания может быть определено как сумма времени ожидания появления ИСЗ в зоне АРБ и времени передачи информации с ИСЗ на ППИ. Среднее суммарное время передачи аварийного сообщения с момента включения АРБ при четырех ИСЗ и существующем в настоящее время расположении ППИ не превышает 1 ч.

Спутниковая аппаратура включает следующие основные устройства: опорный генератор (ОГ), приемник-процессор 121,5 (243) МГц, приемник 406,025 МГц, приемник-процессор 406,025 МГц, формирователь кадров передаваемой информации (процессор с регулируемой скоростью обработки информации), передатчик 1544,5 МГц, управляющее логическое устройство.

Аппаратура работает в следующих режимах: прием и передача информации в реальном масштабе времени на частоте 121,5 МГц;

прием, обработка и передача данных в реальном масштабе времени на частоте 406,025 МГц;

прием, обработка, запись в ЗУ и передача по команде ПВУ данных, полученных на частоте 406,025 МГц из ЗУ, с одновременной обработкой сигналов в реальном масштабе времени. Принимая сигналы на частоте 406,025 МГц, аппаратура обрабатывает их, выделяя цифровое сообщение, измеряя доплеровские сдвиги частоты сигнала и привязывая их к бортовому времени. После каждого принятого от АРБ цифрового сообщения формируется кадр из 8 слов по 24 разряда каждое. Указанный кадр передается на частоте 1544,5 МГц в реальном масштабе времени на ППИ и одновременно вводится в ЗУ ИСЗ. По команде ПВУ информация из ЗУ передается так же, как и в режиме непосредственной передачи. В этом режиме ППИ получает сообщения АРБ, накопленные за период полного витка ИСЗ. Если сигнал от АРБ поступает во время передачи информации из бортового ЗУ, то этот сигнал обрабатывается и его информация также передается на ППИ после передачи информации из ЗУ.

НАЗЕМНЫЕ ПУНКТЫ ПРИЕМА ИНФОРМАЦИИ

Участники создания системы КОСПАС — САРСАТ разработали свои собственные ППИ. Совместимость их гарантируется согласованием участниками структуры сигналов в линии ИСЗ—Земля и соответствующей документацией. В настоящее время в системе КОСПАС — САРСАТ действует десять

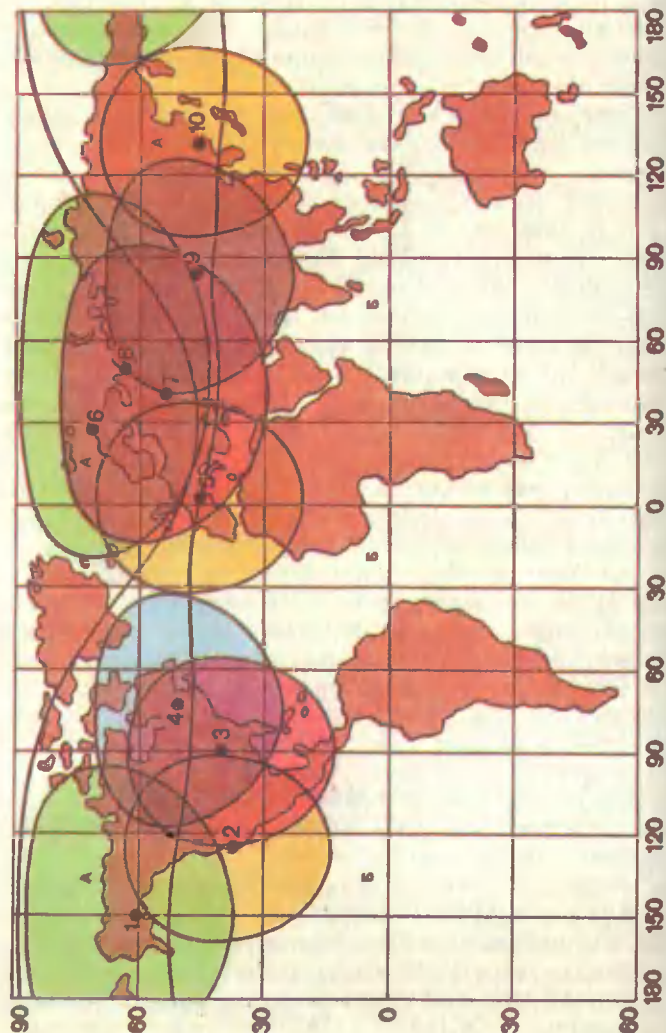


Рис. 64. Зоны видимости ППИ системы КОСПАС — САР. САР (в зоне А время передачи информации менее 30 мин, в зоне Б — не более 1 ч)

1 — Кольск; 2 — Сан-Франциско; 3 — Сент-Луис; 4 — Оттава; 5 — Тулуза; 6 — Тромсё; 7 — Москва; 8 — Архангельск; 9 — Новосибирск; 10 — Владивосток

ППИ, в том числе четыре советских (Москва, Архангельск, Новосибирск, Владивосток), три американских (Кодьяк, Сан-Франциско, Сент-Луис), канадский (Оттава), французский (Тулуза), норвежский (Тромсё). Их зоны действия показаны на рис. 64. В настоящее время дополнительно вступают еще пять ППИ, из них три в Канаде, один в Бразилии и один в Великобритании (Лашам).

Пункт приема информации обеспечивает прием, обработку, выделение сигналов, поступающих с бортового радиоконкомплекса ИСЗ, с целью определения координат АРБ-121,5 и АРБ-406. ППИ оборудованы параболическими антеннами, радиоприемной аппаратурой, вычислительными устройствами и устройствами обмена информацией с национальными ЦУС. Это оборудование обеспечивает программное наведение антенн ППИ на спутники, прием и обработку полученной информации, вычисление по этой информации координат аварийных объектов, а также формирование и передачу сообщений в ЦУС. Центр управления системой ежесуточно по наземным каналам связи выдает в ППИ параметры орбиты, необходимые для вычисления координат АРБ и наведения антенн.

Поворотная параболическая антенна наводится по программе на ИСЗ с помощью системы наведения. Диаметр зеркала антенны около 3,0 м, эффективная площадь 2,5 м². Принятый сигнал усиливается и после двойного преобразования частоты и декодирования поступает на ЭВМ для решения навигационной задачи. Для этого в ЭВМ из Центра системы КОСПАС ежедневно поступает ЭИ об орбите ИСЗ. При наличии трех и более посылок от АРБ-406 в ЦУС передаются вся полученная через ИСЗ от буя информация об аварийном объекте и его координаты, вычисленные по данным измерения навигационного параметра и ЭИ ИСЗ. В случае получения от АРБ-406 только двух посылок координаты не вычисляются (из-за недостатка информации) и в Центр системы передается лишь информация АРБ. Навигационная задача на ППИ решается сразу после окончания сеанса связи с ИСЗ, время решения зависит от количества АРБ, по информации которых будет решаться навигационная задача. Например, для 200 АРБ оно не более 20 мин. Система

может обрабатывать одновременно информацию нескольких АРБ. Полученная на ЭВМ информация о координатах АРБ-406 и АРБ-121,5 передается в Центр системы КОСПАС и записывается в магнитном ЗУ.

Для надежности вся аппаратура ППИ дублирована. Работоспособность всех систем ППИ систематически проверяют с помощью контрольного бортового радиокomплекса и контрольных АРБ-406 и АРБ-121,5, при этом характеристики контрольного бортового и реального радиокomплексов идентичны. Параметры же контрольных АРБ отличаются от параметров реальных буев более высокой стабильностью частоты и большей мощностью передатчика. Это позволяет с использованием контрольных АРБ контролировать правильность работы космического радиокomплекса в целом.

ЦЕНТРЫ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ КОСПАС — САРСАТ

В каждой стране, участвовавшей в разработке, созданы свои национальные ЦУС, которые обеспечивают прохождение информации об аварийных объектах на соответствующие центры ПСС этой страны. Основными задачами Центра системы являются координация и управление элементами системы КОСПАС — САРСАТ (см. рис. 61), прием, обработка и обмен аварийной и служебной информацией, в том числе эфемеридной, с аварийными ПСС, планирование работы всех элементов системы, учет и регистрация АРБ, а также контроль за прохождением информации.

Принятая в ЦУС с ППИ информация подвергается обработке на ЭВМ в целях выяснения национальной принадлежности АРБ, типа аварийного объекта, его названия, времени и характера аварии и типа требуемой помощи. После указанной классификации эта информация направляется стране, которой принадлежит аварийный объект, и соответствующей ПСС, отвечающей за оказание помощи в данном регионе. Форматы сообщений, передаваемые аварийным ПСС,

с помощью ЭВМ преобразуются в вид, удобный для оперативного пользования спасательными службами.

Координацию операций между системами САРСАТ и КОСПАС осуществляют непосредственно Центр управления системой САРСАТ (ЦУСС) в США и Центр управления системой КОСПАС (ЦУСК) в Москве. ЦУСС США выдает необходимые данные для координации работ ИСЗ системы САРСАТ, обеспечивает передачу из ЗУ данных об АРБ на частоте 406 МГц, организует распределение эфемеридной информации и обработку данных калибровки времени и координат и пересылку необходимых данных каждому участнику системы САРСАТ.

Сигналы бедствия и вычисленные координаты АРБ от советских ППИ поступают в ЦУСК в Москве и затем пересылаются на ПСС СССР. Аналогичные сигналы, полученные ЦУСК от системы САРСАТ на частоте 406 МГц, при необходимости также пересылаются на ПСС СССР. Страны — участники системы осуществляют обмен аварийной, эфемеридной и другими видами информации через соответствующие центры.

Орбитальные данные, необходимые для вычисления эфемерид системы КОСПАС, передаются из ЦУСК в ЦУСС. Соответственно данные калибровки времени и эфемериды ИСЗ системы САРСАТ передаются из ЦУСС США в ЦУСК СССР.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВ-СПАСАТЕЛЕЙ

Широкому и эффективному использованию экспериментальной системы поиска и спасания КОСПАС — САРСАТ способствует значительное количество судовых и самолетных аварийных радиосредств, работающих на частоте 121,5 МГц и составляющих около полумиллиона единиц. В качестве иллюстрации эффективного использования системы рассмотрим следующие примеры.

Первый случай успешного использования системы для поиска и спасания людей с потерпевшего бедствие самолета произошел в Канаде в сентябре 1982 г., т. е.

в самом начале совместных международных испытаний. Этот самолет разбился в горах западной Канады в стороне от запланированного маршрута на 50 км, что весьма затрудняло его поиски авиационной ПСС. Однако благодаря привлечению системы КОСПАС — САРСАТ уже после первого прохождения ИСЗ «Космос-1383» над западной частью Канады аварийный сигнал был принят и было с достаточной точностью определено место гибели самолета. Это позволило через сутки после аварии и включения имевшегося на самолете АРБ-121,5 найти, оказать необходимую помощь и вывезти на вертолете трех человек, пострадавших при падении самолета. По оценке канадской авиационной спасательной службы поиски аварийного самолета без использования системы КОСПАС — САРСАТ заняли бы не менее 3 — 4 дней и обошлись бы в несколько сотен тысяч долларов. При этом люди, пострадавшие на самолете, вряд ли остались бы в живых без своевременного оказания им медицинской помощи.

После этого случая система КОСПАС — САРСАТ довольно часто использовалась для поиска потерпевших аварию судов и самолетов. Только за три месяца с сентября по ноябрь 1982 г. с помощью системы было обнаружено шесть мест бедствия (четыре самолета и два небольших судна) и спасено 12 чел.

Особенно характерным и плодотворным было использование системы при спасательной операции 7 ноября 1982 г. в Карибском море у острова Пуэрто-Рико. Здесь в три часа ночи выскочило на рифы и потерпело бедствие небольшое парусное судно с пятью американцами на борту. Сигнал его АРБ-121,5 был принят ИСЗ «Космос-1383» и передан на американский ППИ. Сообщение об аварийном сигнале и координаты места бедствия были сообщены Береговой охране США, вертолет которой уже в 14 ч спас всех пятерых моряков. Таким образом, на спасательную операцию ушло всего 11 ч. Погрешность определения координат места аварии по сигналам АРБ-121,5 системы КОСПАС — САРСАТ составила менее 10 миль.

Особенностью этой спасательной операции явилось то, что сведения об аварии были получены только с помощью системы КОСПАС — САРСАТ. Место аварии

находилось в отдаленном районе, вдали от морских и воздушных путей и это практически исключало возможность своевременного обнаружения потерпевших бедствие людей.

По мнению специалистов Американской Береговой охраны, учитывая ограниченный срок действия аварийного радиобуя, без использования системы КОСПАС — САРСАТ было мало надежды на успешный поиск и спасение людей с аварийного судна.

Только благодаря применению системы КОСПАС — САРСАТ были спасены два человека посреди Атлантического океана в 800 км к западу от Канарских островов. Сигнал их АРБ-121,5 был принят советским ИСЗ «Космос-1383» в 14 ч 28 января 1983 г. и передан в Тулузу на французский ППИ. Было дано указание всем самолетам, пролетающим через указанный район, следить за сигналами, передаваемыми на частоте 121,5 МГц. Однако никаких сигналов самолеты не приняли и потерпевших аварию не обнаружили. На следующий день, 29 января, при очередном прохождении спутника над районом бедствия он вновь принял аварийный сигнал и определил его координаты. Через два часа после этого поисковый самолет обнаружил спасательную шлюпку с двумя потерпевшими на борту в 5 км от места, определенного с помощью системы КОСПАС — САРСАТ. Таким образом, система была единственным источником, позволившим определить факт и место бедствия и оповестить об этом спасательные службы.

В центральной части Северной Атлантики 3 октября 1983 г. с помощью космической системы было обнаружено потерпевшее бедствие парусное судно. В операции принимали участие два советских ИСЗ — «Космос-1383» и «Космос-1447», самолеты США, ПСС Великобритании, Франции, Канады, Норвегии и советское рыболовное судно, непосредственно оказавшее помощь аварийному парусному судну.

В конце 1984 г. в пустыне (в Сомали) перевернулась автомашина с грузом, выполнявшая трансконтинентальный рейс. В ней находились экспериментальные радиобуи. В результате произошло автоматическое включение одного из них. Спутник принял сигнал спустя 2 мин и через ППИ, расположенный вне Африканского

континента, были переданы координаты места аварии. Направленная помощь позволила спасти водителя.

В начале 1985 г. шведский экипаж из трех человек на шлюпке длиной 12 м в 100 милях к северу от Бермудских островов попал в сильный шторм с порывистыми шквалами. В корпус начала поступать вода и людям пришлось перейти в спасательный плот. АРБ-121,5 был приведен в действие вручную. Сигнал бедствия приняли три советских и один американский спутник. После передачи сигнала Береговой охране США в район поиска вылетели два самолета, которые обнаружили плот. Несколько позже туда прибыл вертолет ВМС США и поднял спасенных на борт. Вся операция заняла 23 ч, из которых на поиск ушло только 2,2 ч.

Зарубежная печать сообщает, что за период с сентября 1982 до декабря 1986 г. с помощью системы КОСПАС — САРСАТ было спасено более 650 чел. В их числе экипажи и пассажиры самолетов, планеров, транспортных, рыболовных и других морских судов, яхт, катеров, шлюпок. Зоны спасения включают Атлантику, Гренландию, Средиземное море, Тихий океан и даже пустыни Африки.

Иностранные обозреватели отмечают, что благодаря использованию системы КОСПАС — САРСАТ значительно уменьшается стоимость поисковых работ. Специалистами США подсчитано: экономия только за счет снижения полетного времени ПСС составляет около 20 млн дол. в год. Расходы на создание и содержание системы (30 млн дол.) окупались за 1,5 — 2 года ее функционирования.

Небезынтересно познакомиться с опытом использования системы КОСПАС участниками полярной научно-спортивной экспедиции «Комсомольской правды». В январе — марте 1986 г. эта экспедиция впервые в истории Арктики осуществила продолжительный лыжный переход по дрейфующим льдам в условиях полярной ночи. Лыжный маршрут соединил живой нитью две советские дрейфующие научно-исследовательские станции СП-26 и СП-27 и прошел через Полюс относительной недоступности, где был поднят Государственный флаг СССР.

Основной целью использования в переходе системы КОСПАС (была использована только отечествен-

ная часть общей системы) являлось повышение безопасности перехода маршрутной группы, а также навигационное обеспечение перехода.

Чтобы понять эту ситуацию, надо представить себя на дрейфующем ледовом поле с ограниченными запасами, достаточными лишь на время перехода до СП-27. Перемещение группы происходит по льду. Лед, в свою очередь, имеет собственное движение в неизвестном направлении и с неизвестной скоростью, о которой можно судить лишь по косвенным признакам: изменению координат дрейфующих станций СП-26, СП-27 и направлению ветра за прошедшие сутки. В этих условиях требовались ежедневная коррекция курса движения, ежедневное знание координат группы и координат СП-27.

Для обеспечения перехода использовалось два АРБ-406, один — в маршрутной группе, другой — на станции СП-27.

АРБ включался ежедневно на 1,5 — 2 ч. Сигналы АРБ-406 маршрутной группы и АРБ-406 СП-27, принятые от ИСЗ на ППИ, после обработки поступали на ЦУСК в Москве, откуда после дополнительной обработки вычисленные координаты передавались по городскому телефону оператору штаба экспедиции «Комсомольской правды». Далее эти координаты по коротковолновым радиоканалам передавались через базовые группы в маршрутную группу и на станцию СП-27. Время от включения АРБ до момента получения координат в маршрутной группе составляло 2,5 ч.

По свидетельству участников экспедиции, на протяжении перехода в сложных условиях АРБ-406, несмотря на климатические воздействия, превышающие требования технических условий (температура воздуха достигала — 49 °С), работал безотказно.

Опыт использования системы КОСПАС участниками экспедиции «Комсомольской правды» вызвал поток предложений от туристских спортивных организаций. Использование АРБ туристскими группами, совершающими походы в отдаленных и труднодоступных районах, сегодня представляется как вполне реальная перспектива. В этих целях предусмотрено серийное производство ряда модификаций радиобуев, в том числе и портативного переносного варианта (АРБ-ПК).

8.

СПУТНИК У ШТУРВАЛА

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Спутниковые навигационные системы типов ГЛОНАСС и НАВСТАР занимают особое место среди других систем навигации благодаря их непревзойденной точности, обеспечиваемой в реальном масштабе времени в любой точке земного шара. Помимо определения положения в трехмерном пространстве эти системы дают дополнительную информацию о скорости по трем координатам (с погрешностью, не превышающей 0,1 м/с) и о времени с погрешностью не более 100 нс.

Область применения этих систем простирается от передачи точного времени до автономного самоопределения мест спутников на орбите; от геодезической съемки и разведки нефти в открытом море до слежения за грузовиками, перевозящими ценные грузы; от маршрутной навигации до операций встречи в заданной точке с использованием только пассивных средств; от точного управления движением независимо от погоды и времени суток до дальномерных измерений в реальном масштабе времени. Таков неполный перечень, который будет расширяться.

Предполагается, что гарантированный ввод в эксплуатацию среднеорбитных СНС в полном объеме следует ожидать в 1992 — 1994 гг., после чего затраты на содержание низкоорбитных СНС и РНС станут нерентабельными, и эти системы будут постепенно выведены из действия. Это обстоятельство ориентирует потребителей навигационных систем на рациональные решения при перспективном планировании своей деятельности. Специалисты считают, что к 2000 г. сто-

имость зарубежной СНА будет не выше 500 дол. Принимая во внимание все достоинства СНС, можно не сомневаться, что области их применения как в судоходстве, так и при решении ряда народнохозяйственных задач будут значительно расширяться. Предполагается, например, создание центров управления движением морских транспортных средств для обеспечения безопасности в районах интенсивного судоходства и, особенно, в условиях плохой видимости.

Во многих странах проводятся работы по использованию системы НАВСТАР в дифференциальном режиме для повышения точности определения места и скорости аппаратурой гражданских потребителей, или наблюдений «созвездия», имеющего менее четырех спутников, или геометрически неоптимального «созвездия». При дифференциальном методе производится сравнение эталонных геодезических координат места размещения береговой аппаратуры с его координатами, полученными в результате решения навигационной задачи по данным СНС. Поправки, выработанные в результате сравнения, передаются по радиосвязи морским потребителям СНС, что позволяет им повысить точность определений.

Дифференциальный режим особенно эффективен при использовании неполного или геометрически неоптимального «созвездия» спутников. В этих случаях сигналы от «созвездия» спутников дополняются радиосигналами передатчика опорной береговой станции либо большая погрешность обсервации компенсируется поправками, передаваемыми станцией.

Практическую проверку дифференциальный режим прошел уже во время предварительных испытаний системы НАВСТАР, во время которых вертолет двигался по специальной траектории на расстоянии 10 — 15 км от опорной станции. В обычном режиме погрешности определений по горизонтали и вертикали составляли около 20 и 40 м соответственно, а после перехода в дифференциальный режим погрешности сразу уменьшились до 5 м.

Примером дифференциальной системы, использующей сигналы С/А-кода, может служить система «Диффстар» норвежской фирмы «Конгсберг». Система включает две опорные станции (в Андойе и на острове

Медвежий) и обеспечивает в радиусе 1000 км от каждой из них точность навигации не хуже 10 м круглосуточно.

Фирма «Моторола» (США) создала дешевый 4-канальный приемоиндикатор «ИГЛ» и в ноябре 1986 г. провела его испытания в дифференциальном режиме в целях проверки возможности управления движением автомобилей. При испытаниях точность определения места составила на ходу около 2 — 3 м, на стоянке погрешность определения места была менее 1 м.

Дифференциальный режим в принципе позволяет определять место по системе НАВСТАР с одинаковой точностью при использовании как грубого, так и точного кода.

Можно ожидать, что в ближайшее десятилетие широкое распространение получат комплексные системы точной навигации, включающие СНА, приемоиндикатор радионавигационной системы типа «Лоран-С» или «Омега», цветной видеопроектор с электронной картой. Такие системы существенно изменят обстановку работы судоводителя на ходовом мостике, освободят его от труда, не связанного непосредственно с оценкой обстановки плавания и принятием оптимальных решений по управлению судном.

Обобщенная характеристика средств навигации, применяемых в настоящее время при плавании в открытом море и в океанах, приведена в табл. П-4.

Примером перспективной интегральной навигационной системы может служить электронный комплекс «Сатлон» JLZ-51 фирмы JRC (Япония), показанный на рис. 65. В нем объединены цветной видеопроектор NWU-51C, спутниковая навигационная аппаратура JLE-3850, приемоиндикатор радионавигационной системы «Лоран-С» JNA-761; данные о курсе и скорости поступают соответственно от магнитного или гироскопического компаса и от лага. Навигационная прокладка ведется и документируется автоматически на электронной меркаторской карте, масштаб которой можно менять от 1:2000 до 1:6 000 000. Подключение авторулевого позволяет полностью автоматизировать процесс управления движением по заданному судоводителем маршруту; имеется сигнализация об опасности. Боль-

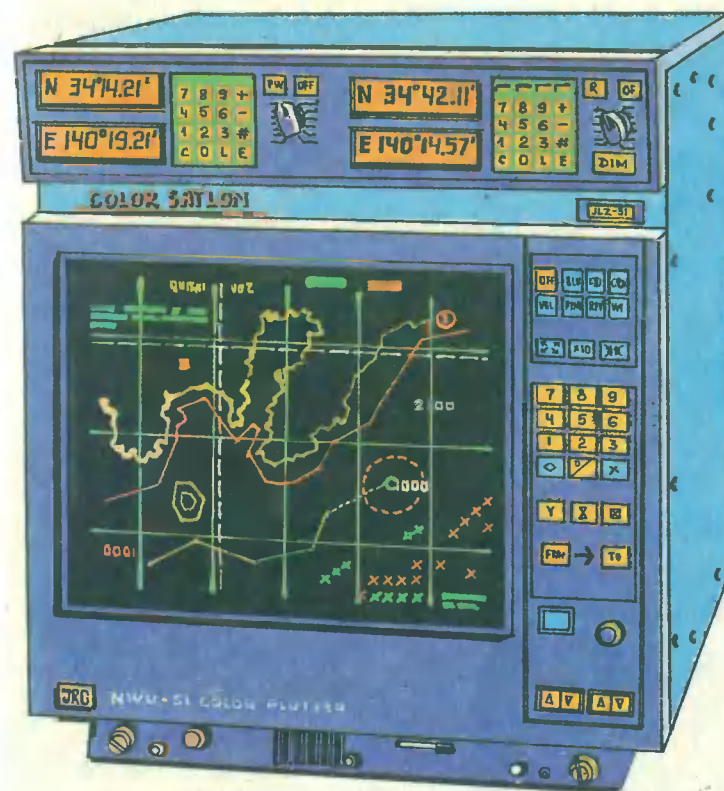


Рис. 65. Электронный навигационный комплекс «Сатлон» JLZ-51

шие перспективы использования СНС открываются в интересах разведки природных ресурсов, в геодезии и картографии, самолетной навигации и ряде других областей.

В последнее время появились проекты и разработки СНС второго поколения. Так, Европейское космическое агентство в сотрудничестве с промышленными корпорациями разработало проект глобальной СНС НАВСАТ, которая предоставляет также и услуги спутниковой связи. Эта система будет создаваться на основе технического и политического сотрудничества заинтересованных стран и приобретет статус междуна-

родной системы. При экономическом обосновании создания СНС НАВСАТ учитывался тот факт, что с вводом ее в действие удастся отказаться от большого парка традиционной навигационной аппаратуры и не потребуются прибегать к услугам национальных СНС, которые в ближайшие годы планируется ввести в эксплуатацию. При разработке системы стремились достичь высокой экономической эффективности. С этой целью значительную часть функций, ранее выполняемых на ИСЗ, передают наземным средствам. Это позволит упростить аппаратуру ИСЗ, повысить ее надежность, продлить срок активного существования ИСЗ, снизить их стоимость, являющуюся основной статьей капиталовложений в систему.

В системе НАВСАТ планируются шесть геостационарных и 12 высокоэллиптических ИСЗ типа «Молния» с наклоном орбиты $i=63,4^\circ$, из которых шесть ИСЗ расположены на орбитах с апогеем в северном полушарии и шесть — в южном. В зависимости от требуемой точности непрерывного определения координат в трехмерном пространстве и динамики объектов предполагается бортовое оборудование НАВСАТ трех типов: недорогое, низкой точности (порядка 80 — 100 м); среднее по цене, высокой точности (5 — 20 м); дорогое, очень высокой точности (с погрешностью менее 1 м).

Идея использования в навигационных целях стационарных спутников (см. рис. 37 и 44) в дифференциальном режиме уже сейчас дала хорошие результаты. Так, например, система «Старфикс» обеспечивает на территории США и в прибрежных водах непрерывное определение места с погрешностью около 10 м.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ КОСПАС — САРСАТ

Анализ работы системы показал ее надежность, высокую эффективность, хорошие эксплуатационные качества и экономичность по сравнению с другими поисково-спасательными службами.

В 1985 г. был завершен этап демонстрации и оценки и начался этап опытной эксплуатации системы, который будет продолжаться до 1988 — 1989 гг., после чего предполагается сдача системы в эксплуатацию. В течение переходного периода будут совершенствоваться средства системы, устраняться замечания, выявленные в период испытаний, будут развиваться и поддерживаться в рабочем состоянии наземные ППИ, бортовой радиокомплекс ИСЗ, начнется серийное производство АРБ-406 и оснащение ими судов, самолетов.

В настоящее время координация опытной эксплуатации проекта КОСПАС и САРСАТ и взаимодействие сторон осуществляются через Координационную группу КОСПАС — САРСАТ, состоящую из восьми членов: по два от каждой страны. Планируется изменение структуры управления и создание четырехстороннего рабочего органа (секретариата), на который будут возложены организация оперативного обмена информацией, переписка, подготовка документов, контактов с различными национальными и международными организациями и т. д.

Эффективность системы может быть в перспективе повышена включением в систему еще трех стационарных ИСЗ космической системы связи, на которых с этой целью потребуется разместить ретрансляторы, работающие на частоте 406 МГц. В этом случае будет достигнуто полное выполнение международных требований к аварийной радиосвязи, так как система при этом позволит мгновенно принимать радиооповещения о бедствии, глобально охватывать всю поверхность Земли и определять координаты места аварии с высокой точностью.

Особым достоинством системы является ее универсальность. Она может применяться для оказания помощи всем терпящим бедствие людям на судах, летчикам на различных летательных аппаратах, туристам, альпинистам, геологам и прочим исследователям и путешественникам на любых материках. Как сказал акад. Г. И. Петров, «навигационные спутники сделают достоянием истории современные трудности судоходства» (Правда. 1977. 13 июня).

ПРИЛОЖЕНИЕ К ГЛАВЕ 1

Таблица П-1. Эфемеридная информация об искусственных спутниках Земли народнохозяйственного назначения

№ п/п	Название ИСЗ	Большая по- лусось, км	Эксцен- триситет e	T _{ср} , мин	c, км	n _{ср} , °/мин	Срок существования
1	«Первый»	6 958	0,05	96,2	349	3,7	92 сут
2	«Восток»	6 625	0,01	89,3	66	4	0,08 сут
3	«Космос-1»	6 970	0,06	96,4	418	3,7	70 сут
4	«Молния-1»	26 624	0,74	720	19 701	5	14 лет
5	«Метеор»	7 050	0,005	97,9	35	3,7	60 лет
6	«Радуга»	42 961	0	1478	0	0,2	1 млн лет
7	«Космос-1000»	7 372	0,003	104,9	22	3,4	1200 лет
8	«Экран»	42 158	0	1438	0	0,2	1 млн лет
9	«Метеор-2»	7 254	0,004	102,3	29	3,5	500 лет
10	«Горизонт»	42 928	0	1477	0	0,2	1 млн лет
11	«Космос-1383»	7 386	0,001	105,4	7,4	3,4	1200 лет
12	«Космос-1413—1415»	25 471	0	673	0	0,5	1 млн лет
13	«Космос-1500»	7 035	0,002	97,8	14	3,7	60 лет

Примечание. Для стационарных ИСЗ радиус Земли $R_0=6378$ км. Периоды обращения T_0 указаны по данным наблюдений.

Задача 1. ВЫЧИСЛЕНИЯ КООРДИНАТ ВИДИМОГО МЕСТА ИСЗ

$a=7254$ км; $e=0,004$ (см. рис. 4).

Программа 2: $n_{ср}=0,06132$ мин⁻¹=3,51 °/мин;
 $T_{ср}=102,5$ мин;

$\theta=140,8^\circ$; $u=240+140,8-360=20,8^\circ$.

Программа 1: $T_{гр}=17$ ч 40 мин; $t_{гр}^r \approx 307,7^\circ$;
 $\Delta\alpha^c=-29,1^\circ$; $\Delta\omega=12,8^\circ$; $\lambda^c=\alpha^c-t_{гр}^r=276,9-$
 $-307,7=30,8^\circ W$.

ПРИЛОЖЕНИЕ К ГЛАВЕ 2




Задача 2 ВЫЧИСЛЕНИЯ ВИДИМОЙ ОРБИТЫ ИСЗ

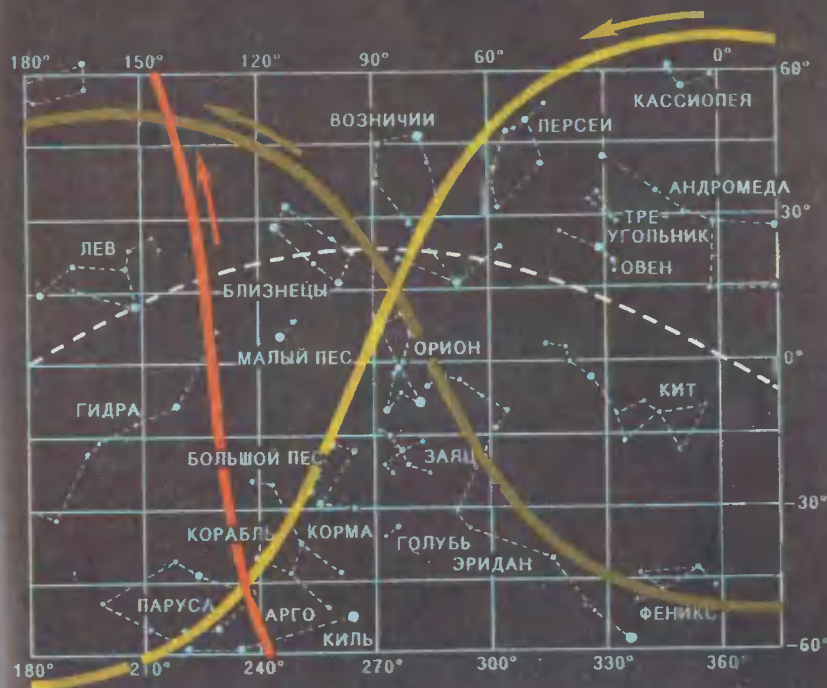
Таблица П-2. Экваториальные координаты космического корабля Союз-5

№ п/п	T-T ₀ , мин	$v,^\circ$	$\delta'',^\circ$	$\alpha'',^\circ$	$\tau'',^\circ$	Созвездие (см. рис. П-1)
1	0	0	0	70	—	Орион
2	5	20,4	15,9	83	—	Телец
3	10	40,3	30,9	98,2	261,8	Близнецы
4	15	61,2	43,5	118,4	241,6	—
5	20	81,6	50,9	146,5	213,5	Большая Медведица
6	25	101,9	50,2	178,7	181,3	»
7	30	122,1	41,6	205,4	156,4	Гонимые Псы
8	35	142,3	28,6	224,4	135,6	Волпас
9	40	162,5	13,6	239	—	Змея
10	45	-177,3	-2,1	251,7	—	Змееносец
11	50	-157,1	-17,8	264,7	—	»
12	55	-136,9	-32,4	280,1	79,9	Стрелец
13	60	-116,7	-44,5	301	59	—
14	65	-96,4	-51,2	329,8	30,2	Журавль
15	70	-76,1	-49,6	1,8	358,2	Феникс
16	75	-55,7	-40,4	27,7	332,3	»
17	80	-35,3	-26,9	46,3	313,7	—
18	85	-14,9	-11,7	60,6	—	Эридан
19	88,7	0	0	70	—	Орион

Рис. П-1. Видимые орбиты космического корабля «Союз-5», ИСЗ типов «Космос-1000, -1883, -1884, -1885» на карте звездного неба



СОЮЗ-5" 
 СНС ЦИКАДА" 
 ГЛОНАСС 



ПРИЛОЖЕНИЕ К ГЛАВЕ 2 (продолжение)

Задача 3.

ВЫЧИСЛЕНИЯ ВИДИМОЙ
ОРБИТЫ И ТРАССЫ ИСЗ
СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Всемирное время прохождения восходящего узла
космическим навигационным аппаратом «Космос-1883»:
 $T_{гр}=4$ ч 26 мин—3 ч=1 ч 26 мин 30 июня 1992 г.

Ввод информации в ПМК на 1-м этапе:

$i=64,8$ хП1 $\alpha^{\circ}=270$ хП2 $a=25\,471$ км хПа
 $e=0$ хПб $n_{ср}=0,00934$ хП5 $T_0=673$ хП7

Итоги 1-го этапа находятся в столбцах v , δ° , α° табл. П-3

Ввод информации в ПМК на 2-м этапе:

0,98565 хП0 $H_2=261,0794$ хП1 15,04107 хП2
360 хП3 $\tau_0=182$ хП6 α° хПd

Видимая орбита ИСЗ «Космос-1883» изображена
на рис. П-1 желтым цветом, его трасса показана на
рис. 13 синим цветом.

Обратите внимание на существенное различие
форм видимой орбиты и трассы (на форме последней
сказывается влияние наклона орбиты и периода
обращения ИСЗ, который в данном случае велик, и
поэтому влияние вращения Земли проявляется значи-
тельно сильнее, чем на трассах ИСЗ «Космос-1000»
и других низкоорбитальных ИСЗ).

Радиус зоны видимости $z_b=75,5^{\circ}\approx 4531$ миля \approx
 ≈ 8391 км.

Радиус зоны связи (при $h_{мин}=10^{\circ}$) $z_{св}=65,7^{\circ}\approx$
 ≈ 3944 мили ≈ 7305 км.

Время сеанса связи $\Delta T_{св}=246$ мин=4 ч 06 мин.

Витковое смещение восходящего узла $\Delta \lambda^{\circ}=168,8^{\circ}$.

ИСЗ «Космос-1884» пройдет восходящий узел (при
его смещении по аргументу широты ИСЗ на 120°)
около $T_{гр}=5$ ч 10 мин, а ИСЗ «Космос-1885» — около

ПРИЛОЖЕНИЕ К ГЛАВЕ 2 (продолжение)

Таблица П-3. Экваториальные координаты ИСЗ «Космос-1883»
и географические координаты точек его трассы

№ п/п	$T_{гр}$, ч и мин	v , °	$\delta^{\circ}=\varphi_{ГМС}$	α° , °	$t_{гр}^{\circ}$	$\lambda_{ГМС}^{\circ}$	$\alpha^{\circ}=90-\alpha^{\circ}$
1	01 26	0	0	270	299,9	-29,9	90
2	01 51	13,4	12,1	275,8	306,1	-30,3	84,2
3	02 16	26,7	24	282,1	312,4	-30,3	77,9
4	02 41	40,1	35,7	289,7	318,7	-29	70,3
5	03 06	53,5	46,7	299,9	324,9	-25	60,1
6	03 31	66,9	56,3	314,9	331,2	-16,3	45,1
7	03 56	80,2	63,1	338	337,5	+0,5	22,0
8	04 21	93,6	64,6	8,4	343,7	+20,7	351,6
9	04 46	106,9	59,9	35,6	350	+45,6	324,4
10	05 11	120,4	51,3	54	356,3	+57,7	306
11	05 36	133,7	40,9	66	2,5	+63,5	294
12	06 01	147,1	29,4	74,6	8,8	+65,8	285,4
13	06 26	160,5	17,6	81,4	15,1	+66,3	278,6
14	06 51	173,8	5,6	87,3	21,3	+66,0	272,6
15	07 16	-172,8	-6,5	93,1	27,6	+65,5	266,9
16	07 41	-159,4	-18,6	99,1	33,9	+65,2	260,9
17	08 06	-146	-30,4	106	40,1	+65,9	254
18	08 31	-132,7	-41,7	114,8	46,4	+68,4	245,2
19	08 56	-119,3	-52,1	127,2	52,7	+74,5	232,8
20	09 21	-105,9	-60,5	146,2	58,9	+87,3	213,8
21	09 46	-92,5	-64,7	174	65,2	+108,8	186
22	10 11	-79,2	-62,7	204,2	71,5	+132,7	155,8
23	10 36	-65,8	-55,6	226,6	77,7	+148,9	133,4
24	11 01	-52,4	-45,8	241	84	+157	119
25	11 26	-39	-34,8	250,9	90,3	+160,6	109,1
26	11 51	-25,7	-23,1	258,4	96,5	+161,8	101,6
27	12 16	-12,3	-11,1	264,7	102,8	+161,9	95,3
28	12 39	0	0	270	108,6	+161,4	90

$T_{гр}=08$ ч 57 мин. Положение ИСЗ на эти моменты
показано на рис. 13; зона связи ИСЗ «Космос-1885»
выделена голубым цветом. Для ответа на поставлен-
ные в задаче вопросы о составе системы ГЛОНАСС
скопируйте трассу и зону видимости ИСЗ на кальку
и поищите оптимальное расположение узлов орбит для
решения поставленного вопроса.

ПРИЛОЖЕНИЕ
К ГЛАВЕ 2
(продолжение)

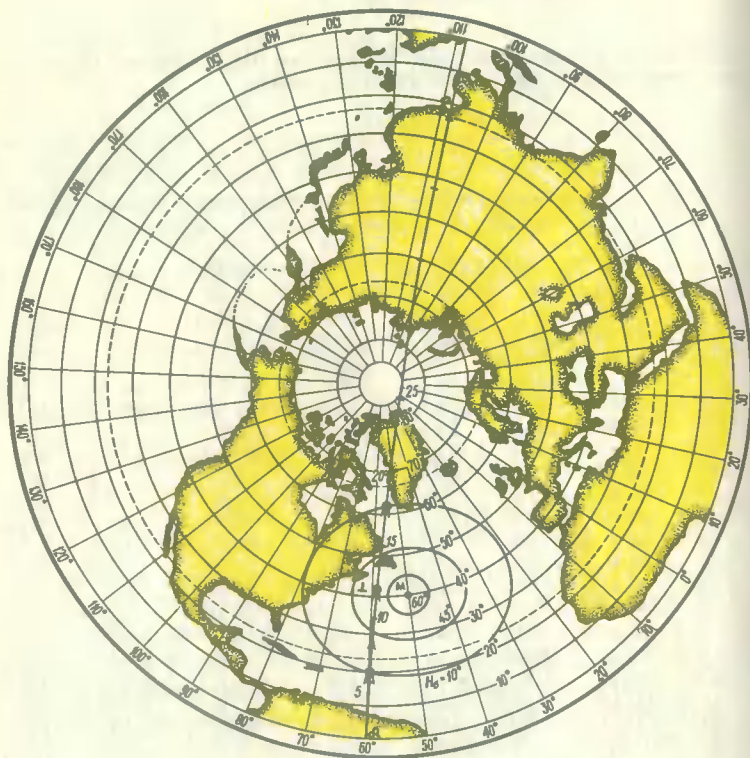


Рис. П-2, а. Карта Северного полушария Земли в азимутальной равнопромежуточной проекции

ПЛАНШЕТ ДЛЯ ОТОБРАЖЕНИЯ
ОБСТАНОВКИ НАБЛЮДЕНИЙ
ИСЗ
(рис. П-2, а, б, в)

1. Совместите начало трассы ИСЗ^{св} с отсчетом географической долготы восходящего узла λ^v по шкале экватора.

2. Нанесите место пункта наблюдений по его географической широте и долготе.

ПРИЛОЖЕНИЕ
К ГЛАВЕ 2
(продолжение)

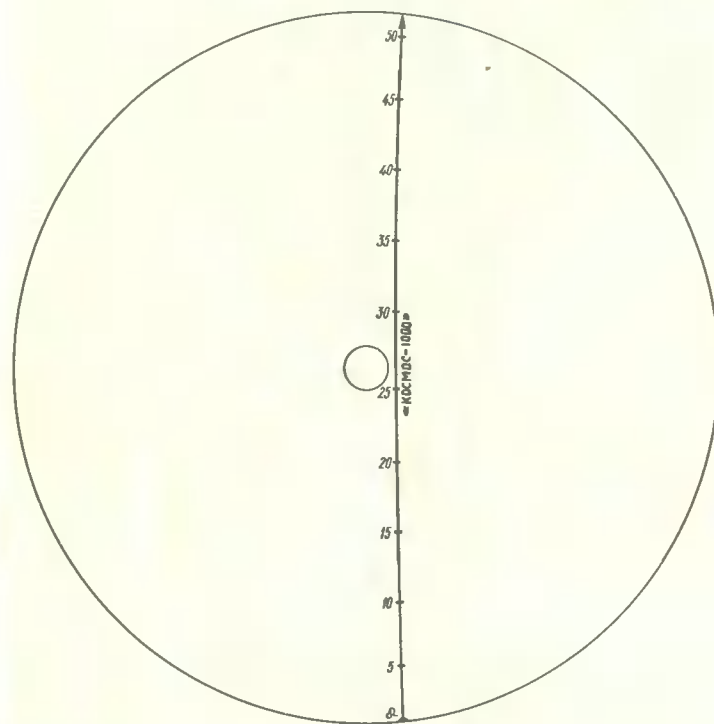


Рис. П-2, б. Трасса ИСЗ типа «Космос-1000» в полярной азимутальной равнопромежуточной проекции (северный полушарие); отмечены моменты движения ИСЗ с интервалом 5 мин)

3. Совместите с отметкой места пункта наблюдений центр зоны связи на палетке, ближайшей к широте места наблюдений.

4. Определите моменты восхода и захода ИСЗ в зоне связи по точкам пересечения трассы с зоной связи, изображенной на палетке.

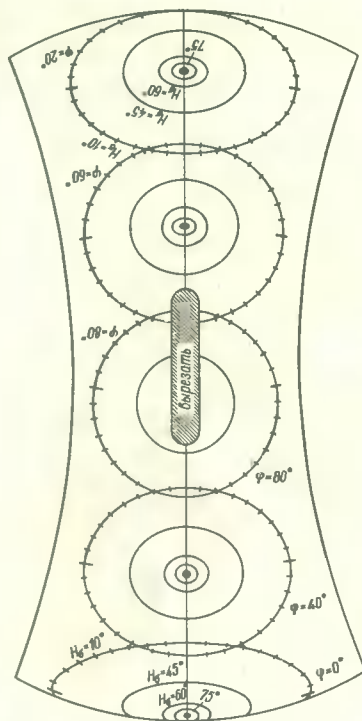


Рис. П-2, в. Палетка с зонами связи ИСЗ типа «Космос-1000» для различных широт

5. Для момента достижения кратчайшего расстояния от места наблюдений до трассы оцените высоту кульминации ИСЗ, ориентируясь по нанесенным на палетке линиям равных значений H_m .

6. Ориентируясь по десятиградусным отметкам на внешнем круге, оцените пеленг восхода и пеленг захода ИСЗ. Пеленг следует отсчитывать от направления на Северный полюс Земли по часовой стрелке (к востоку) до направления на точку восхода и точку захода ИСЗ.

Таблица П-4. Характеристики навигационных средств открытого океана (к главе 8)

Навигационные средства	Принцип использования	Точность*, мили (условия)	Зона действия	Примечание
Астрономические	Определение места по наблюдениям Солнца, Луны и звезд секстаном	1—2	Глобальная	Облачность, дымка, туман ограничивают применение
Система «Лоран-С», поверхностная волна	Импульсная гиперболическая РНС частотой 100 кГц	0,13	1200 миль от самой удаленной станции	На расстоянии 1200 миль поверхностная волна затухает. Обеспечивается покрытие акваторий США, Северной Европы, северной части Тихого океана
То же, пространственная волна	То же	10—17	Северное полушарие Земли	Подвержена влиянию межчастотных помех и состояния ионосферы
Система «Омега»	Гиперболическая РНС частотой 10—14 кГц	1 (днем) 2—5 (ночью)	Глобальная	На удалении более 100 миль помехи от пространственной волны ухудшают точность
Система «Декка»	Фазовая гиперболическая РНС частотой 80—120 кГц	0,05 (на удалении до 100 миль)	До 200 миль от ведущей станции	Не зависит от гидрометеословий, времени суток и сезона
Низкоорбитная СНС	Доплеровская система с частотами 150 и 400 МГц	0,2	Глобальная	Всепогодная, непрерывная в реальном масштабе времени. Обеспечивает морские, сухопутные, воздушные и космические (ближний космос) объекты
Среднеорбитная СНС	Дальномерная система с частотами 1575,42 и 1227,6 МГц	Определение местоположения — 0,02; скорости — 0,01 м/с	»	

* Средняя квадратическая погрешность определения места судна.

ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ МОРСКОЙ АСТРОНАВИГАЦИИ

Астронавигация — прикладная наука об управлении движением морских, воздушных и космических объектов посредством наблюдений за естественными и искусственными небесными телами. Астронавигация решает задачи определения времени, местоположения и направления движения объектов. В зависимости от среды движения, применяемых средств и методов астронавигация подразделяется на морскую, воздушную и космическую.

Географические координаты: *широта* — угол между плоскостью экватора Земли и направлением нормали к поверхности земного эллипсоида в данном месте; *долгота* — двугранный угол между плоскостью Гринвичского меридиана и плоскостью меридиана места.

Гринвичский меридиан — след сечения земного эллипсоида плоскостью, проходящей через ось вращения Земли и нормаль к земному эллипсоиду в месте расположения Гринвичской обсерватории. В 1884 г. по международному соглашению принят за начальный для определения долгот других мест на Земле.

Геоцентрическая широта — угол между плоскостью экватора Земли и прямой, соединяющей центр земного эллипсоида с заданным местом на его поверхности. Разность между географической и геоцентрической широтами называется редукцией широты и может быть вычислена по формуле $r'' = (\alpha \sin 2\varphi) / \alpha \cos 1''$, где α — сжатие эллипсоида (см. табл. 1), φ — географическая широта.

Экваториальные координаты: *склонение* — угол между плоскостью экватора и направлением на светило (координата, тождественная географической широте); *часовой угол* — угол между плоскостью меридиана места и плоскостью меридиана, проходящей через светило (в частном случае — *гринвичский часовой угол*, координата, тождественная географической долготе); *звездный угол* (или, что то же, *звездное дополнение*) — часовой угол, отсчитанный от точки Овна.

Прямое восхождение — дуга экватора, дополняющая звездный угол до 360° .

Точка Овна — точка экватора небесной сферы, в которой наблюдается Солнце в день весеннего равноденствия (21 марта).

Горизонтальные координаты: *высота* — угол между плоскостью, перпендикулярной к отвесной линии в данном месте (плоскостью

истинного горизонта), и направлением на светило; *азимут* — угол между плоскостью меридиана места и вертикальной плоскостью, проходящей через светило, измеряемый чаще всего в плоскости истинного горизонта между направлением на север и направлением на ориентир (в судовождении этот угол называют *истинным пеленгом*).

Высота кульминации — наибольшая наблюдаемая высота.

Высота полета — кратчайшее расстояние от ИСЗ до поверхности Земли, измеряемое в километрах, метрах.

Всемирное время — стандартное время нулевого часового пояса.

Основные формулы морской астронавигации.

1. Связь между *высотой* светила h , широтой места наблюдений φ , склонением светила δ , долготой места наблюдений λ и гринвичским часовым углом светила $t_{гр}$:

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos (t_{гр} \pm \lambda).$$

2. Связь между *азимутом* светила, географическими координатами места наблюдений и экваториальными координатами светила:

$$\operatorname{ctg} A = \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} t - \sin \varphi \operatorname{ctg} t,$$

где $t = t_{гр} \pm \lambda$.

Прямое восхождение — дуга экватора, дополняющая звездный угол до 360° .

Морские единицы для измерения расстояния и скорости.

Морская миля = 1852 м. Кабельтов = 185,2 м.

Узел — единица скорости, равная одной морской миле в час. Нельзя говорить «узел в час», так как это означает не скорость, а ускорение:

$$1 \text{ уз} \approx 0,167 \text{ км/мин} \approx 1,852 \text{ км/ч} \approx 0,514 \text{ м/с}.$$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Авдеевский В. С., Лесков Л. В. Индустриализация космоса — следующий логический шаг//Земля и Вселенная. 1986. № 2. С. 2—9.
- Александров М. Н. Безопасность человека на море. Л.: Судостроение, 1983. 206 с.
- Ацеров Ю. С. Искусственные спутники Земли и мореплавание//Земля и Вселенная. 1987. № 4. С. 15—19.
- Он же. Новые трассы космической «скорой»//Там же. 1985. № 2. С. 41—45.
- Байбаков С. Н., Мартынов А. И. С орбиты спутника — в «глаз» тайфуна. М.: Наука, 1986. 176 с.
- Баранов Ю. К., Песков Ю. А. Использование в судовождении спутниковой радионавигационной системы доплеровского типа. М.: ЦРИА «Морфлот». 1979. 72 с.
- Богданов В. А. Устранение неоднозначности навигационных определений в низкоорбитальных спутниковых радионавигационных системах//Зарубеж. радиоэлектроника. 1983. № 9. С. 34—36.
- Богданов В. А., Сорочинский В. А., Яковлев Е. В. Спутниковые системы морской навигации. М.: Транспорт, 1987. 200 с.
- Болдырев В. С., Зурабов Ю. Г. Навигационное обеспечение морских перевозок//Навигация и управление. Л.: Транспорт, 1984. С. 3—8.
- Большаков А. А. Космические методы в океанологии. М.: Знание, 1982. 64 с.
- Буланже Ю. Д., Прилепин М. Т. Геодезия на XVIII Генеральной ассамблее международного союза геодезии и геофизики//Земля и Вселенная. 1984. № 4. С. 61—64.
- Волынкин А. И., Дубинко Ю. С., Кудрявцев И. В. Бортовые устройства спутниковой радионавигации/Под ред. проф. В. С. Шебшаевича. М.: Транспорт, 1988. 295 с.
- Герман М. А. Спутниковая метеорология. Л.: Гидрометеиздат, 1976. 367 с.
- Глазков Ю. Н. Встречи с Землей//Земля и Вселенная. 1985. № 5. С. 14—21.
- Глумов И. Ф. Автоматизированные геофизические комплексы для изучения геологии и минеральных ресурсов Мирового океана. М.: Недра, 1986. 344 с.
- Грушинский Н. П. Форма Земли//Земля и Вселенная. 1979. № 5. С. 30—34.

Дифференциальный режим использования спутниковой навигационной системы НАВСТАР: Пер. с англ.//Судостроение за рубежом. 1984. № 8. С. 50—54.

Ермолаев Г. Г. Морская лоция. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Транспорт, 1982. 392 с.

Ерпылев Н. П. Лазерные дальномеры в спутниковой геодезии//Земля и Вселенная. 1977. № 5. С. 34—41.

Зубарев Ю. Б. Спутниковая связь сегодня//Там же. 1986. № 3. С. 37—43.

Иванов Н. М., Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Машиностроение. 1986. 296 с.

Киенко Ю. П. Космическое природоведение и интенсификация экономики//Земля и Вселенная. 1986. № 4. С. 16—25.

Климов Н., Никитин Г., Пономарев А. Современные методы и средства наблюдений за гидрометеорологической обстановкой в океане//Мор. сб. 1981. № 8. С. 73—79.

Космическая геодезия/В. Н. Баранов, В. Г. Бойко, И. И. Краснорылов и др. М.: Недра, 1986. 407 с.

Космонавтика: Маленькая энциклопедия/Гл. ред. В. П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1970. 591 с.

Коузия В. А., Сорокин А. И. Геодезические сети на море. М.: Недра, 1979. 272 с.

Крылов М. ВДНХ-82: Спутниковая связь//Мор. сб. 1982. № 10. С. 71—75.

Кузцов И. А. Успехи советской картографии и геодезии//Земля и Вселенная. № 6. С. 5—10.

Лесков М. М., Баранов Ю. К., Гаврюк М. И. Навигация. М.: Транспорт, 1986. 360 с.

Международная спутниковая система поиска и спасения КОСПАС — САРСАТ/В. А. Богданов, Ю. Г. Зурабов, И. Н. Мищенко, Б. Г. Мордвинов//Человек, море, техника-84. Л.: Судостроение, 1984. С. 27—35.

Мордвинов Б. Г., Кондрашихин В. Т., Скубко Р. А. Средства навигации малых судов. Л.: Судостроение, 1986. 168 с.

Никитин Г., Матренин Ю. Исследование океана из космоса//Мор. Сб. 1987. № 6. С. 75—78.

Новик Л. И., Морозов И. Л., Соловьев В. И. Спутниковая связь на море. Л.: Судостроение, 1987. 220 с.

Оргенберг Ф. С. Методы инфракрасного зондирования Земли из космоса. М.: Знание, 1987. 64 с.

Паркинсон Б. У. Десятилетие программы разработки глобальной навигационной системы НАВСТАР//Тр. ин-та/Ин-т инж. по электротехнике и радиоэлектронике: Пер. с англ. Т. 71. № 10. М.: Мир, 1983. С. 75—87.

Петров Б. Н. Космонавтика и научно-технический прогресс//Земля и Вселенная. 1979. № 2. С. 4—9.

Петросянец М. А. Спутники службы погоды//Там же. 1977. № 5. С. 16—24.

Проблемы исследования и освоения Мирового океана/Под ред. д-ра техн. наук А. И. Вознесенского. Л.: Судостроение, 1979. 407 с.

Программа экспериментов на ИСЗ «Космос-1500»/Ю. А. Афанасьев, Б. А. Нелепо, А. С. Селиванов и др.//Освоение космического пространства в СССР. 1985. М.: Наука, 1987. С. 153—157.

Результаты испытаний аппаратуры потребителей системы НАВСТАР/И. Н. Мищенко, А. И. Волюнкин, И. В. Кудрявцев, В. С. Шебшаевич//Зарубеж. радиоэлектроника. 1983. № 5. С. 80—83.

Рекомендации по обеспечению безопасности плавания судов в осенне-зимний период и в штормовых условиях. М.: Мортехинформ-реклама, 1984. 78 с.

Рыхлова Л. В. Проект МЕРИТ//Земля и Вселенная. 1984. № 3. С. 75.

Справочник геодезиста: В 2 кн./Под ред. В. Д. Большакова, Г. П. Левчука. М.: Недра, 1985. Кн. 1—2.

Справочник по космонавтике/Под общ. ред. Н. Я. Кондратьева, В. А. Одинцова. М.: Воениздат, 1966. 328 с.

Спутниковая система для определения места потерпевших бедствие судов и самолетов КОСПАС — САРСАТ//Судовождение и связь. Вып. 1 (13). М.: Транспорт, 1984. С. 25.

Станев Э. По программе ПОЛИМОДЕ в Бермудском треугольнике: Пер. с болг. София: Наука и искусство, 1985. 200 с.

Стенсел Т. А. Перспективы гражданского применения системы глобальной навигации//Тр. ин-та/Ин-т инж. по электронике и радиоэлектронике: Пер. с англ. Т. 71. № 10. М.: Мир, 1983. С. 87—96.

Стеховский Д. И., Васильев К. П. Справочник по навигационной гидрометеорологии. М.: Транспорт, 1976. 166 с.

Судовые испытания приемника СНС «Транзит»/В. С. Луцкий, Д. Р. Меденец, В. А. Сорочинский, А. А. Кошевой//Навигация и управление судном. Л.: Транспорт, 1984. С. 60—64.

Судовые комплексы спутниковой навигации/П. С. Волосов, Ю. С. Дубинко, Б. Г. Мордвинов и др. Л.: Судостроение, 1976. 248 с.

Шебшаевич В. С. Введение в теорию космической навигации. М.: Сов. радио, 1971. 296 с.

Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.

Ястребов В. Д. Определение орбиты ИСЗ по данным измерений на больших интервалах времени//Косм. исслед. Т. IV. Вып. 2. М.: Наука, 1966. 179 с.

Яценко В. Д. В объективе — вся планета//Правда. 1987. 23 окт. Admiralty Manual of Navigation. V. II. В. R. 45 (2). London, 1954. 288 p.

Dovie F. J. Orthophotography and map revision from space photographs//Pap. Int. Simpos. Orthophototechn. Krakow, 1974 (1975). P. 79—98.

Euler H. Hoefgen G. GRANAS, a new satellite based navigation system//Conference of the Royal Institute of Navigation. 1984. P. 273—301.

Instruction Manual for Satellite Data Receiving System NESDUS-70A. NEC Corporation. Tokyo, 1986. 26 p.

Jorgensen P. S. Navigating low altitude satellites using the current four NAVSTAR/GPS satellites//Navigation. USA, 1983. P. 234—243.

JRC oceanographic color display JCV-16E. Tokyo, Japan: JRC, 1984. 4 p.

Landen D. Progress on orthophotography//Photogr. Eng. 1974. V. 40. № 3. P. 265—270.

Lenorovitz. ESA proposer NAVSAT civilian Navigation//Aviation

Week. 1983, Oktober 17. P. 28.

Lepley Z. K. Coastal water clarity from space photographs//Photogr. Eng. V. 34. № 7. 1968. P. 33.

McCabe C. The changing art of modern navigation//Ocean Industry. May, 1986. P. 1—33.

NEC Satellite Data Utilization System NESDUS-60. NEC Corporation. Tokyo, 1986. 6 p.

O'Neil G. K. The GEOSTAR: A multypurpose satellite system to serve civil aviation needs//ICAO bulletin. March, 1985. P. 7.

O'Neil G. K. The GEOSTAR system//Conference of the Royal Institute of Navigation May, 1984. P. 341—345.

Taiyo Synthesized Thermal Weather Facsimile Receiver. TF-733. Tokyo, 1984. 4 p.

Test show better than predicted accuracy rate for NAVSTAR GPS//LLOYDS LJST. 1984. May 25.

Yakushenkov A. La marine marchande soviétique et le développement de la navigation par satellite//Navigation. France, 1984. № 128. P. 419—424.

ОГЛАВЛЕНИЕ

От авторов	3
Основные обозначения и сокращения	5
Океан и космос (вместо введения)	7
1. ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ — КАК ОН ДВИЖЕТСЯ?	11
Наш космический дом — планета Земля	11
Луна — наш первый навигационный спутник. Законы Кеплера	14
Запуск ИСЗ и расчеты его движения по орбите	23
Возмущения в движении ИСЗ	29
2. КАК НАБЛЮДАЮТ ИСЗ? КАК ВИДНА ЗЕМЛЯ С ИСЗ?	37
Спутник в звездном небе	37
Земля в иллюминаторе космического корабля	46
Движение ИСЗ относительно поверхности вращающейся Земли. Орбитальная карта	49
Наблюдения ИСЗ с земной поверхности	55
Способы отображения обстановки наблюдений ИСЗ	62
3. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСЗ ГЕОДЕЗИСТАМИ И КАРТОГРАФАМИ	66
От земного шара к апоиду	66
Исследования Земли из космоса и ее картографирование	79
4. НА СЛУЖБЕ У ОКЕАНОЛОГОВ И ГИДРОМЕТЕОРОЛОГОВ	87
Космические методы изучения океанов	87
Космические методы в изучении и прогнозировании погоды	97
5. СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ И ТЕЛЕВИДЕНИЯ	108
Государственные системы связи и телевидения СССР	108
Спутниковая связь на море	112
6. СПУТНИКОВЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ	115
Предмет и методы навигации	115
Структура и принцип работы СНС	117
Навигационные параметры, измеряемые в СНС	120
Принципы радиотехнических измерений навигационных параметров в СНС	127
Методы определения координат ИСЗ	130

Методы решения навигационной задачи в США	132
Низкоорбитные СНС	133
Судовые комплексы спутниковой навигации	142
Среднеорбитные СНС	151
7. СПУТНИКИ-СПАСАТЕЛИ	162
Проблема поиска и спасания при авариях морских судов и самолетов	162
Принцип действия и основные характеристики системы КОСПАС — САРСАТ	168
Аварийные радиобуи	171
«Созвездие» спутников-спасателей	174
Наземные пункты приема информации	175
Центры управления системой КОСПАС — САРСАТ	178
Эффективность использования спутников-спасателей	179
8. СПУТНИК У ШТУРВАЛА	184
Тенденции развития спутниковой навигации	184
Перспективы развития системы КОСПАС — САРСАТ	188
Приложения	190
Основные понятия морской астронавигации	200
Список литературы	202

Научно-популярное издание

Скубко Роман Андреевич,
Мордвинов Баррикадо Георгиевич

СПУТНИК У ШТУРВАЛА

Заведующий редакцией *П. К. Зубарев*
Редакторы: *А. И. Голикова, Н. Г. Каценко*
Оформление художника *В. В. Семенова*
Художественный редактор *Э. А. Бубович*
Технический редактор *Р. К. Чистякова*
Корректор *А. И. Оныщак*
ИБ № 1436

Сдано в набор 03.08.88. Подписано в печать 08.06.89. М-26981. Формат 84×108¹/₃₂. Бумага офсетная № 1. Гарнитура литературная. Печать офсетная. Усл. печ. л. 10,92. Усл. кр.-отт. 43,89. Уч.-изд. л. 10,8. Изд. № 4320—88. Тираж 15 700 экз. Заказ 904. Цена 75 коп.

Издательство «Судостроение», 191065, Ленинград, ул. Гоголя, 8.

Предприятие малообъемной книги дважды ордена Трудового Красного Знамени Ленинградского производственного объединения «Типография имени Ивана Федорова» Союзполиграфпрома при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли. 192007, Ленинград, ул. Боровая, 51.