

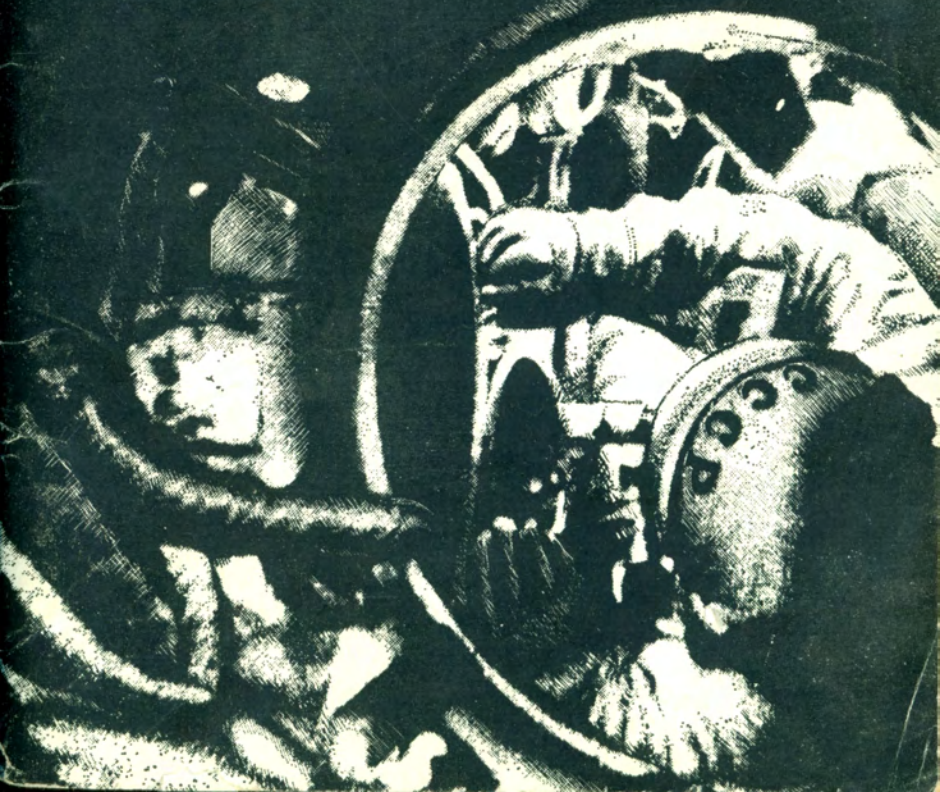
НОВОЕ
В ЖИЗНИ, НАУКЕ,
ТЕХНИКЕ

ЗНАНИЕ

4/1974

СЕРИЯ
КОСМОНАВТИКА, АСТРОНОМИЯ

Е. В. Хрунов
Н. Ф. Романтеев
КОСМОНАВТ
В СИСТЕМЕ
КОСМИЧЕСКОЙ
НАВИГАЦИИ



Е. В. Хрунов,

летчик-космонавт СССР,
кандидат технических наук

Н. Ф. Романтеев,

кандидат технических наук

**КОСМОНАВТ
В СИСТЕМЕ
КОСМИЧЕСКОЙ
НАВИГАЦИИ**

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»

Москва 1974

Хрунов Е. В. и Романтеев Н. Ф.

Х95 Космонавт в системе космической навигации. М., «Знание», 1974.

64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Космонавтика, астрономия», 4. Издается ежемесячно с 1971 г.).

В брошюре излагаются основные профессиональные функции штурмана-космонавта, определяется его роль и место в системе автономной астронавигации пилотируемого космического корабля, оцениваются его возможности по осуществлению основных операций автономной навигации — опознаванию астроориентиров на небесной сфере и выполнению измерений навигационных параметров.

Предлагаются критерии оценки уровня натренированности космонавтов и способы повышения эффективности полуавтоматических систем астронавигации, полученные на основе экспериментальных исследований.

Брошюра рассчитана на широкий круг читателей. Особый интерес она вызовет у специалистов в области космической навигации, врачей-психофизиологов и методистов, изучающих деятельность космонавтов и готовящих их к полетам.

20600

6Т6

СОДЕРЖАНИЕ

От авторов	3
Введение	4
Космонавт в системе астронавигации космического корабля	6
Условия выполнения и оценка качества навигационных измерений, проводимых с борта ПКК	31
Возможности штурмана-космонавта по визуальному опознаванию астроориентиров	52
Заключение	61
Литература	64

ОТ АВТОРОВ

В последнее время опубликован ряд работ, посвященных средствам астронавигации, рассмотрению принципов построения астроинерциальных систем, оценке их возможностей. Незаслуженно забыто лишь участие человека в таких системах, особенности взаимодействия, распределения и взаимовлияния функций оператора и техники в процессе автономной навигации пилотируемых космических кораблей.

Этой тематике в большей степени и посвящена настоящая брошюра. В ней читатель встретит термины и определения, получившие признание лишь на практике. Из-за ограниченности объема издания некоторые вопросы освещены весьма сжато.

Авторы будут признательны всем, кто пришлет свои замечания и пожелания по адресу: Москва, Центр, Новая площадь, дом 3/4, издательство «Знание».

Введение

В настоящее время широкое развитие получила программа освоения космического пространства с помощью пилотируемых космических кораблей (ПКК) и орбитальных пилотируемых станций (ОПС).

Полеты советских космонавтов на космических кораблях «Восток», «Восход», «Союз» и американских астронавтов на ПКК «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» позволили успешно решить многие научные и технические задачи космонавтики. С помощью ракетно-космической техники человек вышел за пределы земной атмосферы — в космическое пространство. Стало очевидным, что пилотируемые полеты открывают большие возможности в изучении околоземного пространства и развитии дальних межпланетных полетов. Однако перспективы развития космической техники во многом определяются возможностями операторской деятельности человека в условиях космоса в системе «человек—космический корабль».

Одним из основных факторов, влияющих на успешное применение ПКК в освоении космоса, является наличие на борту надежной системы автономной навигации. Большая роль при этом принадлежит экипажу в осуществлении визуальной ориентировки и выполнении навигационных измерений с помощью автономных средств с борта ПКК.

По мере расширения космических исследований роль и значение автономных средств и методов космической навигации возрастают. Независимость функционирования, устойчивость к помехам, а также возможность определения навигационных элементов в любой точке

орбиты повышают их оперативность по сравнению с наземными системами.

С развитием космической техники широкое применение получили оптические средства астронавигации как наиболее простые и надежные для обеспечения безопасности пилотируемых космических полетов. По мнению многих исследователей, они занимают особое место в комплексе бортовых систем навигации ПКК. Очевидно, полностью автономные навигационные системы будущего должны включать в свой состав инерциальные платформы и гироскопы, радиовысотометры, радиовысотометры, датчики горизонта, а также оптико-визуальные астроизмерительные средства.

В результате исследований советских ученых М. К. Тихонравова, В. П. Селезнева, Т. М. Энеева, И. К. Бажинова, Б. В. Раушенбаха, Л. М. Воробьева, В. С. Шешаевича, Л. Ф. Порфирьева и других, а также зарубежных специалистов К. Эрике, Р. Беттина, Ч. Дрейпера, С. Московича уже в настоящее время заложены теоретические основы космической навигации, получили практическое применение различные методы определения навигационных элементов космического полета, созданы многие технические средства автономной навигации ПКК.

Точность решения задач навигации с помощью современных и перспективных астрономических средств мало меняется от дальности и продолжительности полета, что имеет большое значение при выполнении межпланетных перелетов.

Исследование возможностей человека и разработка эффективных методов применения астрономических средств, определение перспектив и направлений их развития проводятся как в нашей стране, так и за рубежом. Так, при полете ПКК «Союз-4» и «Союз-5» был выполнен ряд навигационных экспериментов по изучению условий наблюдения звезд, оценке применения светящихся слоев яркости земной атмосферы в качестве опорной линии при астроизмерениях. С помощью космического секстанта измерялись некоторые навигационные параметры.

Экипажами ПКК «Союз-6», «Союз-7» и «Союз-8» проводились эксперименты по испытанию навигационных приборов, отработке методов автономной навигации, в том числе методики измерения и алгоритмов решения

навигационных задач. Для этой цели корабли были оборудованы различными навигационными приборами: космическими секстантами, астровизирами, звездными пеленгаторами, приборами для наблюдения за наземными ориентирами и звездами на небесной сфере.

В процессе полета оценивались возможности наблюдения и опознавания астроориентиров, исследовались эксплуатационные и точностные характеристики приборов, определялись методические погрешности навигационных измерений. На различных этапах полета отработывались методы автономной навигации по небесным светилам и наземным ориентирам.

Большой комплекс исследований вопросов космической навигации также был выполнен экипажами ПКК «Союз-9» и станции «Салют». Несомненно, что и при выполнении последующих космических полетов будут проводиться эксперименты по дальнейшей отработке средств и методов астрономической навигации.

В связи с этим нам представляется интересным рассмотреть основные функции штурмана-космонавта в системе автономной навигации ПКК, определить роль и место космонавта по выполнению процессов визуального поиска и опознавания навигационных ориентиров, дать оценку условий применения астрономических средств в космическом полете, провести анализ точностных характеристик некоторых систем «астроприбор—оператор» и предложить критерии натренированности оператора при выполнении основных операций автономной навигации.

Космонавт в системе астронавигации космического корабля

По словам академика В. А. Амбарцумяна, «наше время есть время космических полетов, изучения далекой Вселенной, познания происходящих в ней процессов и потом применения этих знаний в современной технике». Поскольку человек в процессе освоения космоса функционально связан с техникой, взаимодействует с ней, возникает проблема оптимизации этого взаимодействия.

Применительно к автономной космической навигации эта проблема сводится к необходимости успешного реше-

ния вопросов распределения и взаимосвязи функций космонавта и технических средств, исследования возможностей человека, по обеспечению качественного решения задач навигации на различных этапах космического полета. Возникает, таким образом, комплексная проблема организации, оптимизации и прогнозирования «взаимосвязи» штурмана-космонавта и бортовых технических средств системы навигации ПҚК.

Начнем с вопроса: что представляют собой средства и методы автономной космической навигации?

СРЕДСТВА И МЕТОДЫ АВТОНОМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

Под автономной навигацией летательного аппарата чаще всего понимают алгоритм деятельности экипажа по определению координат корабля, прогнозу движения и выдачи необходимых сигналов в систему управления для обеспечения перелета корабля по данной программе. Современные ПҚК оснащаются сложным комплексом оборудования, предназначенного для решения задач космической навигации. Средства космической навигации по способу их применения разделяются на автономные и неавтономные. К автономным относятся такие бортовые средства, работа которых не требует наземного обеспечения.

Определение положения ПҚК, которое характеризуется элементами его орбиты или пространственными координатами, является одной из основных задач космической навигации. Существуют различные принципы определения положения летательных аппаратов, основанные на использовании физических законов. По принципам использования этих законов и применяемым средствам различают следующие виды навигации: инерциальная, с применением радиотехнических средств (радионавигация), астрономическая и их сочетания.

В основе принципов инерциальной навигации лежит измерение ускорений движущегося объекта. Точность инерциальных систем значительно снижается со временем полета вследствие «уходов» их чувствительных элементов — гироскопов. Успехи современной радиоэлектроники определяют доминирующее положение систем радионавигации. В основу методов радионавигации поло-

жено измерение временной задержки радиосигнала, которая позволяет определять дальность и радиальную скорость движущегося объекта. Угловые координаты движущегося объекта измеряются с помощью разнесенных пунктов ретрансляции. Наиболее существенным источником ошибок радионавигационных методов является неточное знание положения наземных станций. В основе методов астронавигации лежит измерение углов между линиями, соединяющими ПКК с телами Солнечной системы, или углов, которые образуют эти линии с направлениями на известные «неподвижные звезды».

В настоящее время в космической навигации широкое применение получили автономные оптико-визуальные астрономические средства. С увеличением длительности орбитальных и выполнением межпланетных космических полетов роль и значение таких средств несомненно будут возрастать.



Рис. 1. Классификация бортового астронавигационного оборудования ПКК.

К оптико-визуальным астрономическим средствам, используемым для целей ориентации и навигации ПКК, относятся солнечные и звездные датчики, ручные и бортовые высокоточные секстанты, астроориентаторы и визиры, астрогиды и др. Один из вариантов классификации бортового астронавигационного оборудования ПКК по назначению показан на рис. 1.

Как правило, на борту ПКК имеется несколько различных приборов, предназначенных для измерения навигационных параметров. Основным астроизмерительным средством штурмана-космонавта является секстант. Первые образцы ручных космических секстантов имели

незначительные отличия от применяющихся в морской и авиационной навигации аналогичных приборов. Усовершенствования их были направлены в основном на повышение точности и учет специфических условий космического полета и обеспечения возможности работы с ним при отсутствии ориентации осей корабля относительно горизонта планеты.

На американском ПКК «Джемини-4» применялся секстант, наблюдая в окуляр которого космонавт совмещал изображение навигационной звезды с линией горизонта поворотом одной из призм секстанта. В момент совмещения ориентиров фиксировалось время измерения угла «звезда—горизонт».

С помощью секстанта в космическом полете могут измеряться и другие астрономические параметры, такие, как, зенитные расстояния светил; углы между направлениями на звезды и ориентиры на поверхности планеты; углы, определяющие положение звезды относительно осей инерциальной системы, и т. д. Ручные секстанты по своим характеристикам могут обеспечивать в орбитальном космическом полете выполнение измерений угловых расстояний между ориентирами в пределах от 0 до 90° с погрешностью в несколько *угл. мин.*

В результате проведенных в космических полетах навигационных экспериментов установлено, что большинство из них нуждается в конструктивных доработках, связанных с подбором оптимальной величины поля зрения и параметров оптики. На основании исследований методов автономного определения элементов орбиты с использованием ручных секстантов специалисты из Института технологии ВВС США также пришли к выводу, что необходимы дальнейшие исследования как в области создания приборного оборудования, так и разработки алгоритмов для методов автономной навигации.

Последующее развитие космической техники привело к созданию сложнейших бортовых систем космической навигации, основанных на современных достижениях науки и техники. Результаты исследований показали, что оптическая часть таких систем должна иметь два различных по назначению канала: поисково-опознавательный с большим углом поля зрения для грубой ориентации оси визирования на заданные светила и измерительный для точного измерения углового расстояния между навигационными ориентирами. Например, система нави-

гации ПКК «Аполлон» предназначена для автономного решения задач навигации и состоит из трех основных подсистем: оптической, вычислительной и инерциальной.

Оптическая подсистема включает в себя сканирующий телескоп с одной осью визирования и полем зрения 60° . Телескоп используется для отыскания светил и наведения оптической оси секстанта на навигационную звезду. Сканирующий телескоп и секстант имеют по две степени свободы и конструктивно выполнены в виде единого блока, который устанавливается и юстируется относительно базы, общей с инерциальным измерительным блоком.

Измеренные секстантом астрономические параметры взаимного положения ПКК и опорных ориентиров являются исходными данными для осуществления автономной навигации ПКК. Процесс решения задачи навигации при этом разбивается на два этапа: определение текущих координат или элементов орбиты ПКК на заданный момент времени по результатам прямых или косвенных измерений и расчет данных, необходимых для выведения ПКК на заданную траекторию.

Математическую и логическую обработку результатов навигационных измерений экипаж выполняет с помощью бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ). Решение задач навигации в трехмерном пространстве обладает рядом особенностей, оказывающих влияние на методы космической навигации. Так, высокая скорость относительного перемещения предъявляет жесткие требования к быстрдействию БЦВМ.

В орбитальном полете для выполнения астроизмерений можно использовать, кроме звезд и горизонта Земли, также и наземные ориентиры с известными координатами, при этом у экипажа всегда имеется возможность повторить сеанс навигационных измерений на последующих витках.

В полете по одновременным измерениям высот двух звезд и углового диаметра планеты космонавт может определять сферические координаты ПКК. При расположении начала системы координат в центре планеты координаты ПКК определяются из решения системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \sinh_1^{(n)} &= \sin \delta_1 \cdot \sin \delta_K + \cos \delta_1 \cdot \cos \delta_K \cdot \cos (\alpha_K - \alpha_1); \\ \sinh_2^{(n)} &= \sin \delta_2 \cdot \sin \delta_K + \cos \delta_2 \cdot \cos \delta_K \cdot \cos (\alpha_K - \alpha_2); \end{aligned} \right\}$$

$$r = R \cdot \sin \frac{\alpha}{2},$$

где $h_1^{(n)}, h_2^{(n)}$ — измеренные в полете высоты светил относительно истинного горизонта планеты;

$\alpha_1, \alpha_2, \delta_1, \delta_2$ — экваториальные координаты звезд;
 α_k, δ_k — экваториальные координаты ПКК;
 α — видимый угловой радиус планеты.

Определив экваториальные координаты ПКК в двух точках орбиты по результатам угломерных измерений, легко рассчитать значения элементов ориентации орбиты: наклонения i и прямого восхождения восходящего узла орбиты Ω .

$$i = \arccos \left[\frac{\cos \delta_{k_1} \cdot \cos \delta_{k_2} \cdot \sin(\alpha_{k_2} - \alpha_{k_1})}{\sin(U_2 - U_1)} \right];$$

$$\Omega = \alpha_{k_1} - \arctg(\sin \delta_{k_1} \operatorname{tg} \beta_1);$$

$$\beta_1 = \operatorname{arccctg}[\operatorname{tg} \delta_{k_2} \cdot \cos \delta_{k_1} \operatorname{cosec}(\alpha_{k_2} - \alpha_{k_1}) - \sin \delta_{k_1} \operatorname{ctg}(\alpha_{k_2} - \alpha_{k_1})],$$

где U_1, U_2 — аргументы широты ПКК в моменты измерений;

β_1 — текущий путевой угол орбиты;

$\alpha_{k_1, 2}, \sigma_{k_1, 2}$ — экваториальные координаты ПКК в точках орбиты.

В общем виде алгоритм решения навигационной задачи космического полета можно представить в следующем виде.

Пусть с борта движущегося ПКК в момент времени t космонавтом произведено n независимых измерений угловых положений звезд относительно визируемого небесного тела (например, Луны). Система гравитационных сил, действующих на ПКК, предполагается известной. В этом случае можно записать обобщенную функцию измерения $\psi_{\text{изм}} = \psi(x, y, z, t)$. Тогда положение ПКК в невращающейся геоцентрической системе координат XYZ определяется радиусом-вектором r_k (рис. 2):

$$|r_k| = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2},$$

где x_0, y_0, z_0 — известные координаты точки выведения;

x, y, z — координаты ПКК в момент времени t .

В орбитальном космическом полете для определения координат места ПКК также можно использовать законы движения естественного спутника Земли, которым является Луна.

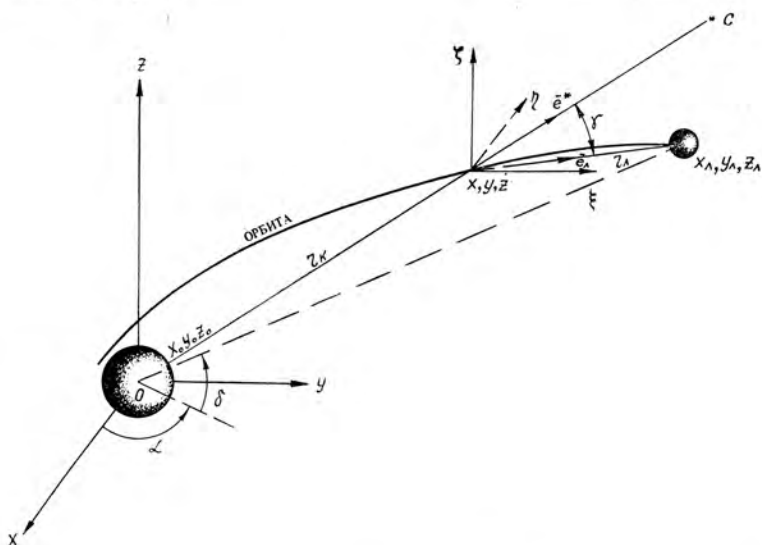


Рис. 2. Схема определения положения ПКК в пространстве.

В периоды от новолуния до первой четверти удобно применить способ определения географических координат места ПКК по положению лунного серпа над горизонтом Земли. Принципиальная основа рассматриваемого способа заключается в том, что высота и ориентация «линии рогов» Луны относительно горизонта зависят от географических координат наблюдателя и высоты полета. Полагая, что высота полета ПКК над поверхностью Земли может определяться другими средствами, можно свести задачу к вычислению широты и долготы места космического корабля. На рис. 3 в сферической системе координат представлены наблюдаемые и вычисляемые параметры взаимного положения ПКК, Луны и Земли. Используются следующие обозначения: P_3 — полюс

Земли; O_L — проекция центра видимого диска Луны; P_L — проекция полюса Луны; $\cup O_L R$ — проекция «линии рогов»; K — положение космического корабля; M_K — место корабля; λ_K, φ_K — географические координаты места корабля; $\cup P_L O$ — нулевой географический меридиан; δ_L^k — склонение Луны на момент наблюдения; λ_L^k — долгота Луны; T — позиционный угол «линии рогов»; q, N, Q — вспомогательные углы.

Из сферического треугольника $O_L P_L M_K$ получаем:

$$\left. \begin{aligned} \sin \varphi_K &= \cos Q \cdot \sin \delta_L^k + \sin Q \cos \delta_L^k \cdot \cos q; \\ \cos (\lambda_K - \lambda_L^k) &= \frac{\cos Q - \sin \varphi_K \cdot \sin \delta_L^k}{\cos \varphi_K \cdot \cos \delta_L^k} \end{aligned} \right\}$$

Значок (к) в формулах указывает на то, что к данным величинам должна быть введена поправка на параллактическое смещение в результате перехода от геоцентрической к системе координат с центром в точке положения корабля. Тогда $\delta_L^k = \delta_L + \Delta \delta_L$, где δ_L — склонение Луны, выбирается из соответствующих таблиц Астрономического ежегодника на момент наблюдений. Поправка $\Delta \delta_L$ рассчитывается по известным формулам

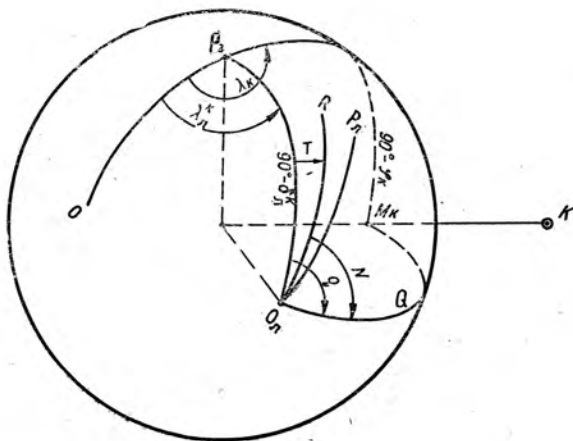


Рис. 3. Геометрия определения φ_K и λ_K по положению Луны над горизонтом.

суточного параллакса. Географическая долгота Луны определяется как разность часового угла точки весеннего равноденствия t_γ и прямого восхождения Луны $\alpha_{Л}^k$: $\lambda_{Л}^k = t_\gamma - \alpha_{Л}^k$, где $t_\gamma = S_{гр}$ — гринвичскому звездному времени; $\alpha_{Л}^k = \alpha_{Л} + \Delta\alpha_{Л}$ (смысл поправки $\Delta\alpha_{Л}$ тот же, что и поправки $\Delta\delta_{Л}$). Следовательно, $\lambda_{Л}^k = S_{гр} - (\alpha_{Л} + \Delta\alpha_{Л})$. Значения $S_{гр}$ и $\alpha_{Л}$ выбираются из Астрономического ежегодника на момент наблюдений. Согласно рис. 4

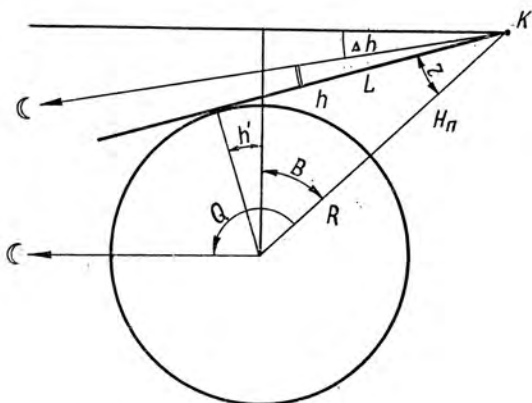


Рис. 4. Определение поправки на параллактическое смещение Луны.

$Q = (90^\circ - r) + B$, где $B = 90^\circ - h$. Далее $h' = h + \Delta h$. Поправка на параллактическое смещение Δh определяется из выражения:

$$\sin \Delta h = \frac{L}{D},$$

в котором величина $L = (R + H_{п}) \sin(h + r)$; D — расстояние между Землей и Луной (за малостью поправки Δh можно принять его постоянным и равным среднему значению этой величины); R — средний радиус Земли. Высота полета $H_{п}$ полагается известной. Видимый угловой радиус земного диска r вычисляется по величине $H_{п}$. Окончательно

$$Q = 180^\circ - (r + h + \Delta h).$$

Величина h определяется путем измерений. Из рис. 3 следует, что

$$q = N + T,$$

где позиционный угол «линии рогов» T выбирается из таблиц Астрономического ежегодника, а угол между вертикалом и «линией рогов» N определяется по результатам измерений.

Для того чтобы получить значение h и N , необходимо измерить высоту над горизонтом обоих «рогов» лунного серпа h_1 и h_2 . Тогда очевидно

$$\left. \begin{aligned} h &= \frac{h_1 + h_2}{2}; \\ \cos N &= \frac{\operatorname{tg}(h_1 - h_2)}{\operatorname{tgr}_{\text{Л}}}, \end{aligned} \right\}$$

где $r_{\text{Л}}$ — угловой радиус Луны. Учитывая незначительную разницу в удалении от Луны корабля и Земли, можно воспользоваться величиной $r_{\text{Л}}$ из таблиц Астрономического ежегодника.

Таким образом, выполнив измерения, выбрав нужные величины из Астрономического ежегодника и произведя предварительные вычисления, можно получить широту и долготу корабля. При соответствующей предполетной подготовке данных и с использованием вычислительной техники все операции по определению координат изложенным способом не займут значительного времени.

С равным успехом указанные определения можно выполнять при полете к Луне по положению диска Земли над лимбом лунного горизонта.

Исходными навигационными параметрами для определения се-

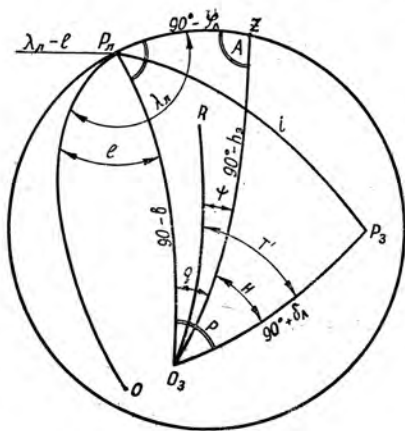


Рис. 5. Геометрия определения φ_k и λ_k по положению диска Земли над лунным горизонтом.

ленографических координат $(\varphi_{Л}, \lambda_{Л})$ ПКК на Луне служат угол между вертикалом и «линией рогов» диска Земли и высота ее центра над лунным горизонтом.

Из сферического треугольника $P_{Л}ZO_{З}$ (рис. 5) на котором $P_{Л}$ — проекция полюса Луны; $P_{З}$ — проекция полюса Земли; Z — зенит места наблюдений; $O_{З}$ — проекция центра видимого земного диска на небесной сфере; $P_{Л}O$ — нулевой меридиан селенографической системы координат; $RO_{З}$ — «линия рогов» земного диска; l, b — селенографические координаты проекции земного диска; $\delta_{Л}$ — склонение Луны в земной экваториальной системе координат; $h_{З}$ — высота Земли над горизонтом места наблюдения; i — угол между земной и лунной осями вращения, следует:

$$\left. \begin{aligned} \sin \varphi_{Л} &= \sin h \cdot \sin b + \cos h \cdot \cos b \cdot \cos q; \\ \cos \lambda_{Л} &= \frac{\sin h - \sin \varphi_{Л} \cdot \sin b}{\cos \varphi_{Л} \cdot \cos b} + l, \end{aligned} \right\}$$

где q — параллактический угол Земли.

В формулах углы h и q находятся в процессе астроизмерений, а l, b выбираются на заданный момент времени из таблиц «Эфемериды для физических наблюдений Луны» Астрономического ежегодника СССР.

Точность такого метода навигации будет характеризоваться соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \varphi_{Л} &= \cos A \cdot \Delta h + \sin A \cos h \cdot \Delta q; \\ \Delta \lambda_{Л} &= \frac{\sin^2 A \cdot \Delta h - \cos A \cdot \cos h \cdot \Delta q}{\cos \varphi_{Л}}. \end{aligned} \right\}$$

Используя эту формулу, можно получить соотношение, характеризующее зависимость погрешности определения положения ПКК от ошибок астроизмерений углов h и q :

$$ds = \sqrt{dh^2 + \cos^2 h dq^2},$$

где ds — диаметр круга рассеивания.

Расчеты показывают, что измерения углов h и q с погрешностью 5 и 10 угл. мин соответственно позволяют определять местоположение ПКК на Луне с ошибкой, равной 4,5 км.

Точность метода при условии распределения азимута

диска Земли по закону равномерного распределения плотности вероятности характеризуется формулами:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\varphi_{Л}} &= \sqrt{0,5\sigma_h^2 + 0,5 \cos^2 h \sigma^2 q}; \\ \sigma_{\lambda_{Л}} &= \sqrt{0,5\sigma_h^2 + 0,5 \cos^2 h \sigma^2 q}. \end{aligned} \right\}$$

Как показывают расчеты, величина погрешностей определения координат $\varphi_{Л}$ и $\lambda_{Л}$ составляет 5—7 угл. мин.

Из формулы видно, что минимальные ошибки определения места на поверхности Луны данным методом будут при нахождении наблюдателя в районе лунного экватора.

Оценить точность определения положения ПКК в районе лунного экватора можно по соотношениям:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi_{Л} &= \frac{\sinh \cdot \cos q \Delta h + \cosh \cdot \sin q \cdot \Delta q}{\cos \varphi_{Л}}; \\ \Delta\lambda_{Л} &= \frac{\cosh \Delta h + \cos \lambda_{Л} \cdot \sin \varphi_{Л} \cdot \Delta\varphi_{Л}}{\sin \lambda_{Л} \cdot \cos \varphi_{Л}}. \end{aligned} \right\}$$

С учетом допущений, что погрешности измерений h и q не превышает 5 угл. мин, получим, что ошибка определения местоположения ПКК в районе лунного экватора на видимой стороне Луны характеризуется эллипсом рассеивания с осями 2,5 и 0,8 км.

Анализ зависимости величины ошибок $\Delta\varphi_{Л}$ и $\Delta\lambda_{Л}$ от значения углов h и q показывает, что максимальные погрешности метода не превышают 4—5 угл. мин по широте и 2,6 угл. мин по долготе. Подобные величины ошибок могут удовлетворять требованиям к точности автономного определения местоположения ПКК на поверхности Луны и окололунной орбите.

В астрономической навигации методы поверхностей положения используются также и при автоматическом визировании небесных светил. Так, американской фирмой «Норт Америкэн Рокуэлл» запатентован метод определения элементов орбиты путем нахождения угловой рефракции звезд при их наблюдении через атмосферу Земли.

Для наблюдения используется звездный прибор (телеблок), помещенный в двухступенчатом карданном подвесе и управляемый двумя приводами по сигналам БЦВМ и фотоприемниками звездного пеленгатора. Для

определения координат ПКК вначале уточняются опорные направления на несколько ярких звезд и тем самым создается система координат. Затем, используя заложенный в памяти БЦВМ список звезд, выбирается какая-либо яркая восходящая или заходящая звезда и осуществляется поиск и захват ее телеблоком. Далее производится несколько измерений видимого углового положения звезды и вычисляется разность с расчетными углами в памяти БЦВМ. Из полученных углов рефракции атмосферы по показаниям преломления воздуха на различных высотах вычисляются высоты слоев атмосферы, которых касаются визируемые лучи телеблоков. Затем на БЦВМ рассчитывается орбита ПКК. Использование трех телеблоков позволяет определять местоположение ПКК как точку пересечения трех цилиндров — геометрических мест ПКК, соответствующих каждому измерению телеблока. Для повышения точности метода рекомендуется выбирать поверхность, где плотность атмосферы достаточно велика, чтобы давать рефракцию, но где не сказывается влияние метеоусловий. Систематические ошибки, обусловленные несферичностью Земли, плотностью атмосферы и др., предполагается учитывать с помощью БЦВМ. Появление малогабаритных БЦВМ и прецизионных астрономических средств позволит экипажу ПКК решать в полете частично или все задачи навигации автономно.

ПРОФЕССИОНАЛЬНЫЕ ФУНКЦИИ ШТУРМАНА-КОСМОНАВТА

Навигационное обеспечение первых космических полетов осуществлялось в основном с применением средств наземного комплекса. Для определения элементов орбиты такому комплексу необходимо значительное время, что снижает возможности автономного маневрирования кораблей на орбите.

По мере расширения космических исследований роль и значение бортовых средств и автономных методов космической навигации неизменно возрастают. В самой общей постановке задачи автономной космической навигации можно сформулировать в следующем виде:

- определение состава измерений для расчета элементов орбиты ПКК;
- выполнение навигационных измерений в полете;

— определение величины, направления и момента выдачи корректирующего импульса для коррекции орбиты;

— обеспечение встречи ПКК для стыковки с орбитальной станцией в заданное время;

— обеспечение спуска и посадки ПКК в заданный район.

При решении этих задач должен учитываться потребный расход топлива.

Многочисленные экспериментальные исследования и практика выполнения пилотируемых космических полетов убедительно показали целесообразность полуавтоматических систем управления и навигации, основанных на максимальном использовании возможностей человека и машины. Так, американскими исследователями было проведено сравнение надежности работы бортовых автоматизированных систем с многократным дублированием и систем с участием оператора. В процессе эксперимента установлено, что вначале работоспособность всех систем была одинаковой, но уже на четвертый день имитированного полета началось снижение работоспособности автоматической системы. К концу 14 дня работоспособность системы с четырехкратным дублированием была оценена лишь как удовлетворительная. За это же время надежность работы системы с участием космонавта оказалась выше, чем у автоматизированных.

Очевидно, для обеспечения надежности процесса управления и навигации космического полета необходимо найти оптимальное сочетание возможностей человека и машины. Это становится возможным в случае, если на этапе проектирования ПКК будут всесторонне учтены психофизиологические свойства оператора и технические возможности машины.

Операции, выполняемые штурманом-космонавтом по измерению угла между ориентирами в процессе навигационного сеанса, включают:

— поиск и опознавание астроориентира с использованием системы управления ПКК;

— наведение поля зрения космического секстанта на заданные навигационные ориентиры;

— визуальное совмещение изображений ориентиров и выдача команд «угол» и «время» в БЦВМ;

— контроль работы БЦВМ по вычислению элементов орбиты.

Таким образом, космонавт выполняет при этом три основные функции: ориентацию оптических приборов, опознавание навигационных ориентиров, контроль работы бортового вычислительного устройства. Автоматизация двух первых операций привела бы к усложнению и увеличению веса системы автономной навигации.

Результаты многих исследований по вопросам дальнейшего развития космической навигации показывают, что перспективными системами навигации ПКК будут инерциальные, радиотехнические и астроинерциальные системы, включающие в свой состав, кроме БЦВМ, следящие телескопы, гироблоки, радиовертикали и радиовысотомеры, космические секстанты и другие оптические приборы (рис. 6).

С целью эксплуатации такого оборудования опера-

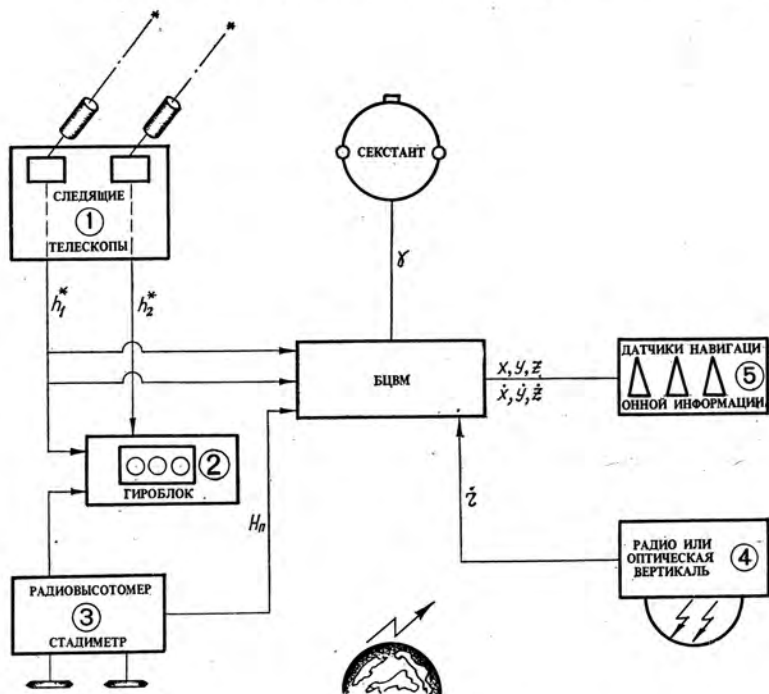


Рис. 6. Блок-схема астроинерциальной системы навигации ПКК.

тор, применяющий его в полете для решения задачи навигации, должен знать:

— устройство, состав, принцип работы бортовых средств навигации и связь их с системой управления;

— способы и методы поиска и опознавания навигационных ориентиров на небесной сфере и земной поверхности и законы их движения в полете.

Эксплуатация и применение различных астронавигационных средств в полете требуют от экипажа знания звездного неба и устойчивых навыков выполнения процессов ориентации и навигации с использованием системы управления кораблем.

При выполнении первых космических полетов на ПКК типа «Восток» навигационные наблюдения осуществлялись в основном без применения оптической аппаратуры. На ПКК «Восход» впервые использовался специально разработанный малогабаритный секстант космонавта типа СМК-3М с целью проверки возможности выполнения в полете навигационных измерений, а экипаж ПКК «Восход-2» с помощью подобного секстанта определял период обращения корабля по двукратным измерениям высоты Луны над горизонтом. При этом точность определения периода обращения была довольно высокой.

В последующих космических полетах астрономические оптические средства также применялись для отработки и совершенствования методов автономной навигации. При полете ПКК «Союз-5» проводилось измерение толщины слоев яркости земной атмосферы.

Большой объем исследований по отработке методов и средств автономной навигации выполнен во время полетов ПКК «Союз-6», «Союз-7» и «Союз-8». Для этой цели на борту кораблей были установлены ручные и высокоточные секстанты, оптические визиры и другое астронавигационное оборудование.

В процессе экспериментальных исследований было установлено, что с помощью оптических приборов можно автономно определять навигационные элементы полета с приемлемой точностью. Таким образом, уже первые полеты показали, что на штурмана-космонавта можно возлагать решение задач космической навигации при наличии на борту ПКК необходимого оборудования. Очевидно, для качественного решения таких задач в полете он должен иметь соответствующие профессиональные навыки:

— в выборе измерительных средств и порядка их работы на участках полета для решения конкретных задач навигации;

— в выполнении измерений с помощью полуавтоматических и ручных средств;

— в вводе измеренных величин в БЦВМ и решении задач навигации по результатам измерений;

— в решении задач ориентации и навигации с применением простейших вычислительных средств и вспомогательных устройств;

— в определении нештатных ситуаций полета и выборе средств для их устранения.

ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ШТУРМАНА-КОСМОНАВТА ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ НАВИГАЦИИ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ (ПКК)

Навигация — одна из древнейших наук человечества. В первобытном обществе человек передвигался, ориентируясь чаще всего по светилам, а это уже навигация. В более поздние времена человек совершает целенаправленные морские путешествия, также ориентируясь по Солнцу, звездам, планетам. Происходит заселение целых материков.

Эксперименты Тура Хейердала позволяют высказать предположение, что именно в этот период совершаются переходы через океан на самодельных папирусных лодках, причем переходы по самому кратчайшему маршруту. Возможно ли это было без знания основ навигации?

В качестве орудий и средств навигации человек вначале использовал собственные органы чувств. Постепенно появляются сначала простые астроизмерители и таблицы. Их заменяют более сложные приборы. Появляются компасы различной сложности, оптические визиры. Создаются электронно-вычислительные комплексы, в памяти которых заложены сотни тысяч единиц информации о звездной динамике, о расположении планет и т. д. Но несмотря на это, роль человека в процессе автономной астронавигации велика и на разумно прогнозируемое будущее, очевидно, снижаться не будет. Во-первых, как бы сложна ни была машина, она не сможет заменить дедуктивное творческое мышление человека, который может работать с неполной, а иногда и

ложной информацией, и, во-вторых, человечество не стоит на одном месте, оно будет создавать новые виды транспорта, осуществлять далекие межпланетные полеты. Однако на таких кораблях по экономическим соображениям вряд ли будут размещаться сложные комплексы, большие вычислительные машины. Первоначально будут использоваться портативные приборы. В этом случае вычислительная способность человека, его мышление будет играть ведущую роль.

В современном понимании космическая навигация — это комплекс действий экипажа по выполнению измерений первичных навигационных параметров и вычислительных операций для определения местоположения или элементов орбиты ПКК, обеспечения движения ПКК по заданной траектории с проходом контрольных точек в расчетное время. Кроме того, навигация не только рабочий процесс, но и наука.

Наблюдения природы подтверждают, что навигация является врожденной потребностью живого существа. Навигационными способностями обладает не только человек, но и животные, птицы, рыбы, насекомые.

В чем же заключается роль человека при решении астронавигационной задачи?

Попробуем проиллюстрировать этот процесс простейшей абстрактной алгоритмической схемой. В схеме большими буквами представлены действия оператора, маленькими — логические условия, которые необходимо решить для реализации этого действия. После каждого логического условия выставляется стрелка. Если логическое условие справедливо, то следует действие, стоящее рядом с этим условием, если нет, то следует действие, к которому ведет нумерованная стрелка.

Итак, всю операцию по решению конкретной задачи астронавигации можно представить следующим образом:

1.9 4,7 1 5 3 4 3,6,8 5 6 7 8 9
 \downarrow Ж \downarrow Oy \uparrow \downarrow $\Theta_1 n$ \uparrow $\Theta_2 \omega$ \uparrow \downarrow Pq \uparrow Sm \uparrow Ca \uparrow Kb \uparrow L ω \uparrow

Согласно этой схеме в начале навигационного сеанса штурман-космонавт по контрольным ориентирам определяет поправку на нуль шкалы прибора. Если данные удовлетворяют необходимой статистической точности измерений, то он переходит к опознаванию заданного ориентира Θ_1 . Если ориентир не опознан (n), проводит

Действия и логические условия

Индексы действий и их раскрытие	Индексы логических условий и их раскрытие
<i>Ж</i> — Начало сеанса навигации	<i>y</i> — данные нормальные
<i>O</i> — постановка шкалы прибора на 0	<i>n</i> — ориентир не опознан
Θ_1 — опознавание ориентира	<i>q</i> — ориентир в перекрестии
Θ_2 — опознавание запасного ориентира	<i>n</i> — ориентиры совмещены в центре поля зрения прибора
<i>P</i> — наведение измерителя на ориентир	<i>a</i> — показатели не выходят за пределы среднестатистического ряда
<i>S</i> — совмещение двух ориентиров в поле зрения секстанта	<i>b</i> — действия выполнены правильно
<i>C</i> — считывание показаний шкалы прибора	ω — всегда ложное логическое условие
<i>K</i> — производство математических действий	
<i>L</i> — расчет координат места ПКК или элементов орбиты	

ся работа со следующим ориентиром (Θ_2), если же опознан (логическое условие *n* не выполнено), то выполняется следующее действие *P* (наведение на ориентир), к которому подходит действующая стрелка \downarrow . После наведения, совмещения двух ориентиров (наложения их друг на друга) и считывания полученных показаний (*P*, *S*, *C*) космонавт может в случае достаточной статистической достоверности приступить к математическим действиям (*K*), а если полученные показатели выходят за пределы среднестатистического ряда, проводится повторная операция, начиная с действия постановки шкалы прибора на нуль, к которому идет действующая стрелка \uparrow .

Данная схема при исследовании структуры деятельности космонавта помогает отметить этапы интеллектуализированной деятельности человека, этапы с преимущественно автоматизированными действиями и т. д. Кроме этого, если оператор функционирует в условиях действия адекватных шумов, то имеется возможность опре-

делить наименее помехоустойчивые ее звенья, элементы, требующие автоматизации.

Сделаем попытку представить работу указанной схемы в условиях действия факторов реального космического полета. Будем считать, что действие m и O в реальном полете проводятся без отклонений от наземных условий. Следует однако отметить, что такой вид работ, как считывание показаний шкалы прибора, значительно затягивается по времени и искажается по качеству. Это относится частично и к выполнению действия, указанного индексом C . В полете (по данным Л. С. Хачатурьянца) качество считывания линейных и алфавитных знаков снижается на первых витках до 30%, а на последующих — до 10—15%. Дело в том, что для правильного считывания одного показателя глаз должен 2—4 раза изменить свою фиксацию. В невесомости глазное яблоко теряет свой вес, значительно сокращаются силы трения его оболочек. Нервный же импульс, выработанный на Земле, сохраняет свою силу и становится чрезмерным для потерявшего вес глазного яблока. Глаз как бы проскакивает заданную точку фиксации, происходит своеобразное перерегулирование. Это, безусловно, должно сказаться и на функции зрения.

Затрудняет операцию считывания показаний шкалы астроизмерителя и снижение контрастной чувствительности зрения, так как во время полета наблюдается снижение этой функции зрения примерно на 20% по отношению к оптимальным фоновым показателям. Исходя из этого в полете можно было бы ожидать и снижение качества следующего этапа выполнения операции астронавигации — опознавание ориентира (Θ_1), так как для надежного опознавания ориентира также не является безразличным качество оперативной зрительной работоспособности, контрастной чувствительности зрения, чувство стереоскопии и т. д. Кроме этого, если принять современную точку зрения, то опознавание заданного объекта происходит путем поочередного сравнения образа неизвестного объекта с концептуальным образом, хранящимся в оперативной, а порой и в долговременной памяти. При этом память «подает» для сравнения не все хранящиеся в ней образы, а те, которые в той или иной степени подходят для данной ситуации. В коре головного мозга при этом формируется новое функцио-

нальное звено — «вероятностный каталог субъективной шкалы», основой которого является оперативная память.

Субъективный анализ деятельности космонавтов в условиях невесомости показал, что на первых витках полета как-то «пропадают» из памяти некоторые особенности выполнения операции, вернее сказать, заставляют о себе думать, заостряют на себе внимание, хотя на Земле выполнение этой операции проводится автоматизированно, как бы без участия сознания.

Специально поставленные эксперименты в полетах космических кораблей «Восход», «Восход-2», «Союз-3», «Союз-4», «Союз-5», «Союз-6» показали, что надежность оперативной памяти в полете снижается. Особенно значительно это снижение в первые сутки полета. Безусловно, подобные флюктуации психофизиологических функций, обеспечивающих одну из важных сторон опознавания заданного для астроориентации объекта, увеличивают время опознавания объекта, снижают вероятность его идентификации.

Следующие два этапа выполнения астроизмерений имеют в своей основе преимущественно двигательные операции: наведение прицельной метки секстанта на объект (P) и совмещение двух ориентиров (S). Для выполнения этих операций невесомость является патогмоничным, т. е. специфическим, раздражителем. В ряде исследований, проведенных в условиях состояния невесомости на самолете, была определена значительная ошибка прицеливания, увеличение времени его выполнения.

Это положение, по всей видимости, также связано с нарушением контрольно-координационных функций организма, возникающих при работе в условиях невесомости. Нечто подобное один из авторов наблюдал в полете при измерении высоты светящегося слоя горизонта. Пытаясь навести перекрестие прибора на край горизонта особенно в первый день полета, космонавт прилагал к нему несколько большую, чем требовалось, силу, и лишь укрепившись у иллюминатора, проведя несколько замеров, удалось снять размеры этой полосы.

Психофизиологическим коррелятором операции совмещения двух ориентиров или наложения их друг на друга при измерении угловых расстояний между ними является своеобразная реакция слежения. Это достаточно тонкая зрительно-двигательная операция. Психо-

физиологические особенности выполнения этой операции в невесомости стали выполнять, начиная с полета космического корабля «Восход-2», и продолжали в полетах космических кораблей «Союз-6» и «Союз-9». Этими экспериментами было показано, что в условиях полета отмечается нарушение функции слежения. Еще большие отклонения в качестве выполнения этой операции наблюдались непосредственно после посадки корабля на Землю, в период так называемой реадaptации. Определялась также затянутасть процесса за счет дискоординации двигательных реакций. Следовательно, при определении космонавтом своего местоположения можно ожидать определенную ошибку в выполнении этой операции, а поэтому для обнаружения экипажа на Земле по их данным необходимо расширять зону поиска.

После считывания показаний шкалы астроизмерителя (о психофизиологических особенностях этой функции говорилось при операции определения нуля шкалы) необходимо выполнить ряд математических расчетов (K) для получения координат ПКК (L). Эта операция может выполняться тремя способами: аналитическими методами, расчетами с использованием бортовой вычислительной машины или вручную.

К примеру при полете космического корабля «Джемини-10» после завершения эксперимента по встрече и стыковке выяснилось, что было израсходовано больше топлива. По расчетам должно было оставаться 308 кг, а фактически оставалось 170 кг. Перерасход топлива произошел на конечном участке наведения. Перед очередным маневром необходимо было точно рассчитать величину требуемого приращения скорости. Рассчитанная бортовым счетно-решающим устройством величина приращения скорости по данным бортового радиолокатора на 2,1 м/сек превышала величину, рассчитанную наземными станциями. Определилось несовпадение результатов расчетов, полученных двумя машинными комплексами. Тогда астронавт Коллинз произвел контрольный расчет с использованием навигационных таблиц. Результат его расчета совпал с результатом, выданным наземным счетно-решающим устройством, и был признан правильным. Кораблю было придано соответствующее приращение скорости. Подобную же операцию произвел экипаж советского космического корабля «Союз-6»,

и также результаты их расчета совпали с выходными данными наземных счетно-решающих устройств.

Создавая ту или иную астронавигационную систему или просто астронизмеритель, конструктор должен знать, на какие величины допусков в деятельности человека он может рассчитывать. Это необходимо для того, чтобы в общей схеме прибора или системы заложить требования его эксплуатации, которые не превышали бы возможности человека-оператора.

Система должна работать в определенных условиях. Применительно к человеку это значит, что она должна работать не только при нормальном состоянии его функций и работоспособности, но и в крайних условиях, когда человек утомлен, эмоционально возбужден, когда на него действуют условия космического полета и самый коварный для двигательного анализатора — фактор невесомости.

И эти «человеческие» параметры весьма лабильны. Для иллюстрации приведем график временных параметров деятельности при экспериментальном выполнении астронавигационных операций (рис. 7).

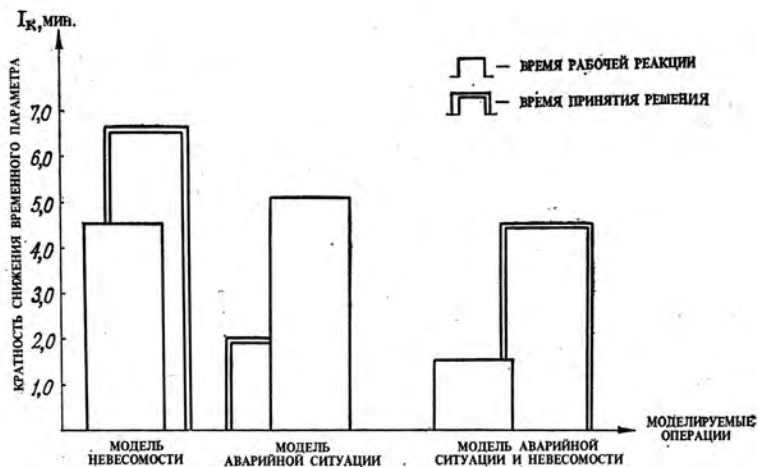


Рис. 7. Динамика временных параметров деятельности оператора в процессе астронавигационных измерений.

На оси абсцисс отложено соотношение $T_k = \frac{T_1}{T}$, где T_1 — временной параметр в изучаемых условиях; T — в нормальных условиях. Воздействующие условия создавались по методике Л. П. Гримак путем их постгипнотической реализации. Анализ приведенного графика показывает, что во всех моделируемых условиях была отмечена значительная задержка в деятельности оператора как по времени рабочей реакции, так и по времени приема решений. Так, если временные показатели деятельности при моделировании аварийных ситуаций в условиях нормальной гравитации снижаются в 1,5—2 раза, то при модели аварии в условиях невесомости — в 4,5—5 раз соответственно. Именно подобную флуктуацию экспериментальных данных, но полученную по различным параметрам и в различных условиях необходимо учитывать конструкторам при создании астронавигационных средств.

Другая особенность, которая может привести к снижению качества деятельности оператора при решении астронавигационных задач, — это соблюдение необходимых инженерно-психологических требований при конструировании и использовании различной астроизмерительной аппаратуры. Анализ операторской профессиональной деятельности космонавтов во всех проведенных до настоящего времени полетах позволяет авторам привести некоторые примеры.

Шел полет космического корабля «Джемини-4» с космонавтами Макдивиттом и Уайтом на борту. Начиная с 4-го витка, космонавты планомерно выполняли программу научных экспериментов. Все эксперименты были выполнены, однако качество выполнения экспериментов с секстантом было низким. На дневной стороне Земли отраженный свет мешал наблюдать звезды, взятые в качестве ориентиров для астронавигационных измерений. Соответствующие предполетные разработки определенных фильтров, применение светозащитных блинд могли бы предупредить снижение качества работы.

В том же полете на 48-м витке перестало работать бортовое вычислительное устройство. Устранить отказ не удалось. Отсутствовал специальный инструмент и не было условий для ремонта. Вследствие этого пришлось отказаться от использования подъемной силы корпуса

корабля во время спуска на Землю. Корабль совершил вход в атмосферу и спуск по баллистической траектории, в результате чего космонавты испытали перегрузку до 8 единиц (вместо 4—5 расчетных).

Работа с ручными астроизмерителями связана с тем, что космонавт должен попеременно использовать различные предметы: сам измеритель, фильтры, карандаши, таблицы, блокноты и т. д. Особенностью работы в условиях невесомости является необходимость фиксации всех предметов. Поэтому конструкторы должны учитывать проблемы, связанные с этим явлением, и предусматривать различные крепления, удобные для оператора и оптимальные для выполнения астроизмерений. Рукоятки астроизмерительных приборов должны находиться в пределах нормальной рабочей зоны рук, чтобы человек мог достать их, не меняя своего положения. Ручки и рычаги аппаратуры не должны требовать вращающих моментов больше 1 кгм. Вращающее усилие, конечно, зависит от расстояния, от точки захвата рукой до точки приложения силы. Указанные ограничения справедливы, если усилия прикладываются в течение более 3 сек.

Процесс астронавигации требует исключительной точности движений и большой скорости ответных реакций оператора. Кроме этого, в процессе выполнения астроизмерений и решения астронавигационных задач нет времени на расслабление и отдых. Такая работа, по данным У. Вудсона и Д. Коновера, а они не учитывают эмоциональной напряженности космического полета и субъективного чувства невесомости, должна ограничиваться 30 мин.

Итак, можно сказать, что штурман космического корабля должен обладать всеми психофизиологическими качествами оператора сенсорного профиля, в перечень которых входят: высокая контрастная чувствительность зрительного анализатора; низкие дифференциальные пороги зрения и слуха; высокая разрешающая способность зрительного анализатора; высокая помехоустойчивость к восприятию зрительной и слуховой информации; развитая зрительная память; сравнительно небольшое время адаптации; высокая скорость и точность зрительного и слухового восприятия (опознания, различия, сравнения).

Условия выполнения и оценка качества навигационных измерений, проводимых с борта ПКК

ПРИМЕНЕНИЕ АСТРОНОМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НАВИГАЦИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ

Применение астрономических средств навигации в космическом полете требует обеспечения надежности визуальных процессов поиска и опознавания навигационных ориентиров, учета методических погрешностей и разработки эффективных методов измерений навигационных параметров с борта пилотируемого космического корабля.

Важной составной частью научных программ, выполняемых на ПКК и ОПС, являются визуальные наблюдения поверхности Земли, ее атмосферы и околоземного космического пространства. Большое значение визуальных наблюдений обусловлено прежде всего тем, что при помощи столь совершенного оптического прибора, каким является человеческий глаз, можно определять яркости и цвета подстилающих поверхностей и атмосферных явлений, вести навигационные измерения, определять яркость звезд, Луны и планет.

Приведенные специалистами-врачами исследования по определению изменений уровня оперативной зрительной работоспособности космонавтов свидетельствуют о незначительных изменениях параметров зрения в космическом полете. Это дает основание утверждать, что результаты рассматриваемых ниже визуальных наблюдений с ПКК являются вполне достоверными.

Во время выполнения пилотируемого космического полета экипаж ПКК осуществляет наблюдение навигационных ориентиров на земной поверхности и небесной сфере для общей пространственной ориентировки, ориентации бортовых оптических средств на различные участки космического пространства и проведения навигационных измерений.

Наиболее характерными ориентирами для решения задач космической навигации являются детали рельефа

земной поверхности, линия горизонта планеты, естественные и искусственные небесные тела. При этом возможности наблюдения и опознавания ориентиров существенно зависят от режима полета, условий освещенности на орбите и характерных особенностей самих ориентиров.

Анализ результатов выполнения навигационных исследований в космических полетах показал, что возможности наблюдения ориентиров с высот 200—300 км зависят также от угла поля зрения и оптических характеристик иллюминаторов. Иллюминаторы ПКК типа «Союз» позволяют вести наблюдения с рабочего кресла космонавта с углами поля зрения 30—50°, при свободном перемещении значения этих углов составляют 80—110°.

В полете на дневной стороне орбиты видимость наземных ориентиров сохраняется четкой при углах 30—40° от точки надира. В качестве ориентиров для навигационных измерений можно использовать характерные изгибы береговой черты, реки, острова, озера, а также крупные гидротехнические и строительные сооружения. В то же время линия дневного горизонта обычно размыта дымкой, цветовая окраска которой зависит от высоты Солнца и наличия облачности, закрывающей до 70% земной поверхности на горизонте.

Засветка иллюминатора лучами Солнца и элементами конструкции корабля затрудняет визуальное наблюдение звезд в дневном полете. Отмечались лишь отдельные случаи наблюдения наиболее ярких звезд и планет, в иллюминатор в теневой части корабля.

Для решения проблемы дневной видимости звезд в космическом полете на ПКК, по-видимому, целесообразно применять оптико-электронные приборы. Результаты таких наблюдений свидетельствуют, что многократное усиление яркости воспринимаемого фона небесной сферы позволяет обнаруживать при этом на небесной сфере звезды 2—3-й звездной величины. Можно полагасть, что установка таких приборов на борту ПКК значительно расширит возможности применения оптико-визуальных средств космической навигации в орбитальных полетах.

Время полета космического корабля в тени Земли определяется положением Солнца относительно плоско-

сти орбиты на момент наблюдения и может рассчитываться по формуле

$$\Delta t_{\text{тени}} = \frac{T}{2\pi} [E_2 - E_1 - e(\sin E_2 - \sin E_1)],$$

где E_2, E_1 — эксцентрические аномалии точек выхода и входа ПКК в тень Земли;

T — период обращения ПКК по орбите;

e — эксцентриситет орбиты.

Как показывают расчеты, для высот полета 250—500 км время полета ПКК в тени Земли может составлять от 0 до 0,4 периода его обращения по орбите.

В зоне наблюдения земной поверхности ночью выделяются неоновые огни реклам крупных городов, вспышки электросварок и горящие газовые факелы. Это доказывает возможность уверенного наблюдения в орбитальных полетах специальных кодовых светомаяков с известными координатами и применения их для автономных измерений с борта ПКК. Звезды в ночном полете просматриваются в виде ярких светлых точек без расходящихся лучей и ореола.

Сумеречный горизонт в направлении на точку захода Солнца наблюдается в виде зари со слоями различного цвета и яркости. Измерения углового размера слоя яркости сумеречного горизонта, выполненные с помощью секстанта, в процессе полета ПКК «Союз-4» показали, что его толщина достигает $2,5^\circ$ и изменяется в зависимости от угла понижения Солнца.

Известно, что основу автономных методов космической навигации составляет выполнение в полете серий измерений навигационных параметров с помощью оптико-визуальных приборов. Точность этих измерений во многом зависит от правильного учета методических погрешностей, величины инструментальных ошибок прибора и уровня натренированности операторов. К числу методических относятся погрешности, обусловленные влиянием режима полета, атмосферы планеты, неточностью фиксации моментов измерений, разностью моментов измерений и др.

Уравнение суммарной поправки при измерении вы-

сот светил над видимым в полете горизонтом Земли можно записать в таком виде:

$$|\Delta|_{\Sigma} = |\Delta_t| + |\Delta_p| + |\Delta_v| + |\Delta_H| + |\Delta_3| + |\Delta_3| + |\Delta_H|,$$

где Δ_t — поправка на неточность фиксации момента измерения;

Δ_p — поправка на рефракцию лучей в атмосфере;

Δ_v — поправка на аберрацию;

Δ_H — поправка на понижение горизонта;

Δ_3 — поправка на несферичность планеты;

Δ_3 — поправка на влияние эволюций ПКК вокруг центра масс;

Δ_H — поправка за разность моментов измерений высот светил.

Однако самое существенное влияние на точность бортовых астроизмерений оказывает нечеткость видимой в полете линии горизонта Земли. Результаты визуальных наблюдений с борта ПКК свидетельствуют, что дневной горизонт Земли размыт атмосферной дымкой, а сумеречный горизонт не всегда удается фиксировать из-за наличия облачности. Сложность визуального определения физической границы между поверхностью Земли и атмосферой привела к необходимости разработки способов повышения точности бортовых астроизмерений.

В ряде работ предлагались различные методы определения точной границы оптического горизонта планеты. Однако анализ их показал, что метод привязки оптического горизонта, основанный на расчете вертикального профиля, обеспечивает низкую точность из-за отсутствия фактических данных о параметрах и строении атмосферы в видимой точке горизонта. Исследование статистических характеристик высоты горизонта Земли путем прямых измерений из космоса также не дает надежных результатов, так как для сбора таких характеристик требуется длительный промежуток времени и большое количество экспериментов.

Анализ результатов визуальных наблюдений, выполненных советскими и американскими космонавтами, указывает на возможность применения в качестве линии отсчета при астроизмерениях с борта ПКК верхней границы светящегося пепельного слоя на ночной стороне Земли.

Наиболее детальное наблюдение этого слоя провел экипаж ПКК «Союз-5» 15 января 1969 г. Когда «Союз-

5» находился в тени Земли, то над ночным горизонтом в пределах углов $80—280^\circ$ от направления на точку захода Солнца наблюдался светящийся слой пепельно-серого цвета. Верхняя граница слоя слегка размыта, но видна достаточно четко для фиксации ее невооруженным глазом. На верхней границе слоя выделяется полоса повышенной яркости. В средней части слоя видимая яркость уменьшается и сохраняется постоянной.

Звезды наблюдаются после прохода кораблем линии ночного терминатора в виде светлых точек без расходящихся лучей, созвездия опознавались без затруднений по их характерным конфигурациям. В частности, легко были опознаны знакомые созвездия северного неба Б. и М. Медведицы, Кассиопеи, Возничего и др. При заходе за видимый горизонт Земли звезда пропадает довольно резко. Проходя через пепельный слой, она изменяет цвет от беловатого до желтоватого, а ее яркость уменьшается в 2—2,5 раза, оставаясь постоянной внутри слоя, что свидетельствует о его однородной яркостной структуре в вертикальном направлении. За 2—3 мин до выхода ПКК из тени пепельный слой атмосферы бледнеет, появляется светло-голубой ореол с нарастающей яркостью над горизонтом Земли.

Существование довольно четкой верхней границы пепельного слоя позволяет предполагать, что ее можно использовать для целей ориентации и навигации ПКК в орбитальных космических полетах. Применение верхней границы пепельного слоя в качестве линии отсчета требует знания его высоты над горизонтом планеты или углового размера.

Основой для расчета высоты слоя может служить измеренное в полете время прохождения его каким-либо светилом. Знание элементов орбиты ПКК и координат светила позволяет получить соотношение для расчета высоты слоя. Из геометрических построений рис. 8 имеем:

$$h_{ca} \approx [(R_3 + H_{орб}) \sin(\alpha + \gamma_{ca})] - R_3,$$

где R_3 — средний радиус Земли;

α — видимый угловой размер радиуса Земли;

γ_{ca} — угловой размер светящегося пепельного слоя.

Угловой размер слоя можно рассчитать по соотношению

$$\gamma_{ca} = \frac{\sqrt{KP}}{r^2} \Delta t \sin A_c,$$

где A_c — азимут светила;

Δt — время прохождения пепельного слоя звездой.

Для орбит, близких к круговым (эксцентриситет $e < 0,02$), величину γ_{ca} удобно рассчитывать по приближенной формуле:

$$\gamma_{ca} \approx \omega_{orb} \Delta t \cdot \cos \delta_o,$$

где ω_{orb} — орбитальная угловая скорость ПКК в момент измерения;

δ_o — орбитальное склонение звезды.

Последнее соотношение позволяет экипажу непосредственно в полете рассчитывать высоту или угловой размер пепельного слоя. Для этого необходимо знать орбитальные координаты светил.

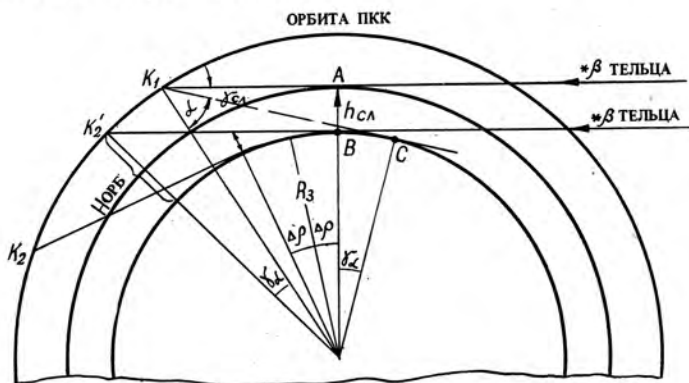


Рис. 8. Геометрия определения высоты пепельного слоя.

Пересчет экваториальных координат светил в орбитальные легко выполнять с помощью номограммы, представляющей собой прямоугольную сетку экваториальных координат с нанесенными на нее кривыми равных орбитальных склонений δ_o прямых восхождений α_o , кривой следа и полюсов орбиты для определенного наклона.

Анализ условий полетов, знание элементов орбиты и учет рефракции позволили определить, что верхняя граница светящегося пепельного слоя ночного горизонта располагается на высоте 90—95 км. Полученные экспериментальные данные хорошо согласуются с результатами ракетных измерений высот ночных светящихся слоев излучения гидроксила, выполненных в США.

Результаты независимых определений h_{cl} свидетельствуют о том, что это явление устойчиво по времени, не зависит от географического расположения наблюдателя и имеет фиксированный вертикальный размер. Знание высоты пепельного слоя или его углового размера позволяет рассчитывать поправку в результатах бортовых измерений. Измерения высот светил относительно верхней границы пепельного слоя, выполненные экипажем «Союз-9», показывают, что их точность выше по сравнению с измерениями, сделанными относительно видимой линии горизонта.

При выполнении астроизмерений на светлой части орбиты в качестве линии отсчета можно использовать границы аномальных слоев яркости дневного горизонта. Геометрическую привязку такой линии отсчета легко выполнить по фотоснимкам атмосферного ореола и лунного диска. Для этого необходимо по известным координатам места корабля и времени наблюдения рассчитать высоту Луны над горизонтом. Высота h_L рассчитывается по известной формуле:

$$\sin h_L = \sin \varphi_K \cdot \sin \delta_L^K + \cos \varphi_K \cdot \cos \delta_L^K \cdot \cos t.$$

Часовой угол t равен разности местного звездного времени и прямого восхождения Луны: $t = S - \alpha_L^K$. Величины h , δ_L^K и α_L^K получаются как результат введения поправок Δh , $\Delta \delta_L$ и $\Delta \alpha_L$, упоминавшихся выше, которые учитывают параллектические смещения за счет высоты космического корабля над поверхностью Земли. Определив по формуле высоту Луны над истинным горизонтом, можно путем измерения угловых расстояний между центром (или краем) диска Луны и яркостным слоем атмосферного ореола найти действительную высоту последнего над поверхностью Земли. Очевидно, при известной высоте полета, а следовательно, и дальности видимого горизонта переход от угловых величин к линейным выполняется просто.

При исследованиях распределения яркости в ореоле земной атмосферы Луна может также служить фотометрическим эталоном яркости. Как пример исследования яркостной структуры верхних слоев дневного ореола Земли можно привести фотометрическую обработку одного из снимков, полученных В. А. Шаталовым во время полета на ПКК «Союз-8» в октябре 1969 г. Снимок

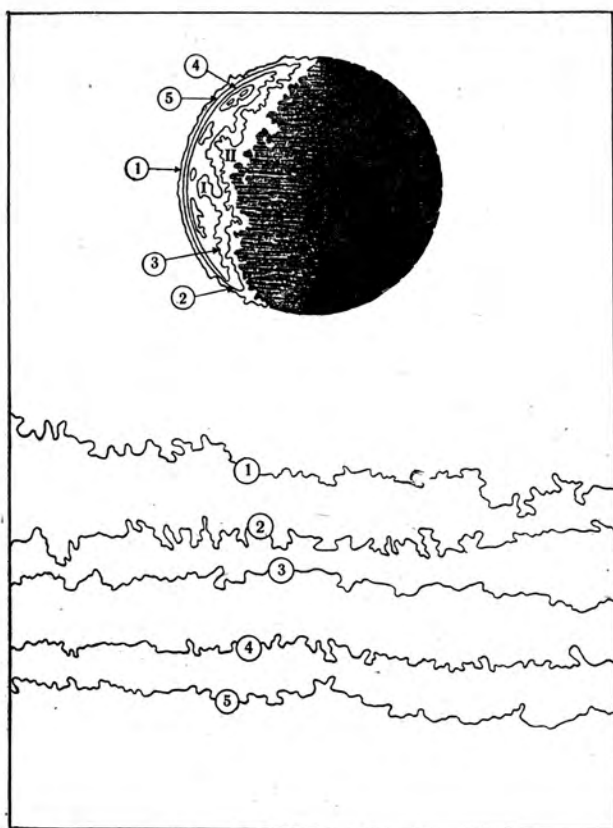


Рис. 9. Фотоснимок Луны с ПКК «Союз-8».

содержит изображение лунного серпа (фазовый угол 124°) и земного горизонта. Фотографическим способом, основанным на эффекте Сабатье, изображение было преобразовано в систему эквиденсит — линий равной плотности (рис. 9). Количество эквиденсит выбрано так, чтобы полностью перекрыть интервал плотности изображения Луны. Этот же интервал плотностей приходится на верхние слои ореола Земли.

На лунном диске эквиденситы выделяют ряд хорошо отождествляемых деталей. Наиболее крупными из них являются Море Кризисов и Море Изобилия. По отожде-

ственным деталям можно провести сравнение полученных эквиденсит с изофотами прецизионных фотометрических измерений, выполненных на наземных обсерваториях. Подобное сравнение позволяет осуществить фотометрическую калибровку в абсолютной системе яркостных единиц. Поскольку эквиденситы лунного диска и ореола земной атмосферы получены строго в одной системе, появляется возможность выражения в абсолютных единицах яркости слоев земного ореола. Это обстоятельство имеет особо важное значение. Фотометрические исследования земного ореола, проводившиеся ранее с борта космических кораблей, как правило, основывались на калибровке фотографического материала, что в полной мере обеспечивает лишь относительную фотометрию. Переход к абсолютным единицам в этом случае вынуждает прибегать к использованию параметров, практическая точность определения которых невелика.

С другой стороны, достаточно хорошо изученная в фотометрическом отношении видимая сторона Луны может служить высокоточным эталоном при измерении яркости свечения атмосферы. Ограничения этого способа, заключающиеся в узком интервале яркости лунных объектов и малой величине альбедо поверхности, распространяются в основном на плотные слои атмосферы и собственно поверхности Земли. Как известно, земные материки отражают до 20—30% падающего света. Облачные образования, покрывающие по средним годовым данным до 54% всей территории земного шара, имеют более высокое альбедо, достигающее в некоторых случаях 80%. Альбедо наиболее ярких объектов лунной поверхности не превышает 25%. При фазовых углах, отличных от нуля, отражающая способность лунных деталей может составлять всего лишь несколько процентов. Таким образом, Луна может служить эталоном для фотометрических исследований самых верхних слоев ореола Земли. Вместе с тем эти слои представляют с точки зрения навигационных определений наибольший интерес, так как находятся существенно выше зоны нерегулярных облачных образований. Изучение закона убывания яркости с высотой в самых верхних слоях ореола Земли, помимо сведений о строении земной атмосферы, может привести к совершенствованию методов автономной навигации ПКК.

Эквиденситы на рис. 9 были сравнены с изофотами

изображения Луны в аналогичной фазе, построенными по наземным наблюдениям. В качестве единицы яркости использовался фактор яркости $\rho = \frac{B}{B_0}$, где B — наблюдаемая яркость объекта; B_0 — яркость «абсолютного белого экрана», условно расположенного в наблюдаемой точке перпендикулярно падающим лучам света. Фактор яркости измеряется в процентах отражательной способности.

В соответствии с угловым радиусом лунного диска на дату наблюдений угловые размеры исследуемого слоя составляют около 30 *угл. мин*, или в линейной мере 14 км. Угол между направлением линии визирования и падающими лучами света в точке на горизонте составляет 124° (близок к величине фазового угла).

Приведенный пример наглядно демонстрирует возможности использования лунного диска как эталона яркости при фотометрических исследованиях ореола Земли с борта космического корабля.

ЗАКОН РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОШИБОК АСТРОИЗМЕРЕНИЙ

Деятельность оператора, включенного в «контур» системы навигации, существенно влияет как на выбор параметров всей системы, так и на процесс астроизмерений. Вместе с тем требования к измерительной аппаратуре для астронавигации должны подбираться обоснованно. Для этого необходимо знать статистические характеристики системы «астроприбор—оператор». Очевидно, такие характеристики могут быть получены только экспериментальным путем.

Установленные статистическим путем закономерности действия случайных погрешностей позволят уменьшить их влияние на результаты астроизмерений. Характер такого влияния может быть определен при условии знания закона распределения ошибок астроизмерений.

Общая теория ошибок основывается на гипотезе, что в заданном процессе измерений случайные ошибки чаще всего распределены по нормальному закону. Эта гипотеза имеет теоретическое обоснование и опирается в основном на доказательство центральной предельной теоремы А. М. Ляпунова для одинаково распределенных слагаемых. Однако в каждом конкретном случае иссле-

дования ошибок эта гипотеза проверяется различными методами.

В настоящее время существует ряд методов, позволяющих находить состоятельные, несмещенные и эффективные оценки параметров закона распределения. Анализ этих методов показывает, что в данном случае наиболее целесообразно применять два из них — это способ сравнения Чеботарева и способ, основанный на применении критерия χ^2 Пирсона.

Выбор этих методов проверки гипотезы нормального закона распределения ошибок астроизмерений определяется некоторыми особенностями рассматриваемого процесса: ограниченностью объема равноточных измерений, выполненных с помощью космических секстантов, влиянием деятельности оператора, включенного в контур системы навигации ПКК, и др.

Методика экспериментальной проверки гипотезы заключалась в получении и обработке равноточных рядов ошибок астроизмерений одного из навигационных параметров несколькими операторами. Астроизмерения выполнялись с помощью типовых образцов ручных и прецизионных космических секстантов.

В основе способа сравнения лежит проверка соответствия распределения действительного и теоретического рядов ошибок астроизмерений по соотношениям:

$$y = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\gamma_i - \gamma_0)^2}{2\sigma^2}} ;$$

$$\Phi(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-t}^{+t} e^{-\frac{t^2}{2}} \cdot dt,$$

где γ_i , γ_0 — измеренное и истинное значение измеряемого параметра;

σ — средняя квадратическая ошибка измерения (СКО).

Сопоставление двух рядов — теоретического и действительного — показывает, в какой степени данный ряд измерения обладает всеми свойствами случайных ошибок, присущими нормальному распределению. Дополнительными критериями проверки при этом являются отличия коэффициентов $R_1 = \frac{\sigma}{v}$ и $R_2 = \frac{\sigma}{r}$ от их теорети-

ческих значений 1,25 и 1,48 соответственно, где v — средняя, а r — вероятная ошибка ряда измерения.

Объем исследуемого ряда для проверки приближения распределения ошибок в нем к нормальному зависит от той точности, с которой планируется получение статистических характеристик. При механическом способе отбора и принятой точности дисперсии $\sigma^2 = 0,5$ угл. сек необходимое число наблюдений n исследуемого ряда определится из соотношения

$$0,5 = \frac{4^2(100 - n)}{n \cdot 99},$$

откуда находим, что число n в статическом ряду должно быть не менее 25.

Результаты обработки ошибок астроизмерений угла между звездами α и β Большого Пса одним из операторов с помощью секстанта приведена в табл. 2.

Как видно из табл. 2, разности действительного и теоретического числа ошибок ряда весьма незначительны.

Данные аналогичных исследований, проведенных для 100 ошибок измерений угла между звездами α Ориона и α Большого Пса ($\gamma_0 = 23^\circ 40' 28''$), приведены в табл. 3.

Результаты этих экспериментов показывают, что распределение ошибок астроизмерений в рядах равноточных измерений близко к нормальному.

Проверка гипотезы распределения ошибок астроизмерений, полученных в полете на самолете при работе с ручными секстантами типа СМК, выполнялась с применением критерия χ^2 . Сущность способа заключается в расчете вероятностей P_1, P_2, \dots, P_N попадания ошибок в группы с различной величиной СКО. Если частота ошибок в группе равна v_1, v_2, \dots, v_n и их сумма $\sum_{i=1}^n v_i = N$, то критерием проверки гипотезы будет статистика

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^n \frac{(v_i - NP_i)^2}{NP_i},$$

где P_i — вероятность попадания ошибок в группы с различной величиной средней квадратической ошибки.

Экспериментальная проверка распределения ошибок, полученных различными операторами в наземных и лет-

Таблица 2

№ п/п	Интервал ошибок		Аргумент $t_i = \frac{\Delta y_i}{\sigma}$	Вероятность		Действит. число ошибок q	Теорет. число ошибок R_0	Разность $q - R_0$
	в общем виде σ	в угл. сек		$P_i = \Phi(t_i)$	P_{i-1}			
1	$\pm 0,5$	$\pm 3,25$	0,5	0,383	0,383	16	16	0
2	1,0	6,50	1,0	0,683	0,300	12	11	+1
3	1,5	9,75	1,5	0,867	0,184	8	10	-2
4	2,0	13,00	2,0	0,954	0,087	4	3	+1
5	2,5	16,25	2,5	0,988	0,034	0	0	0
6	3,0	19,50	3,0	0,9973	0,0093	0	0	0
ИТОГ						40	40	0

Таблица 3

№ интер-вала	Интервалы ошибок Δy_i		Аргумент $t_i = \frac{\Delta y_i}{\delta}$	Вероятность		Фактич. число ошибок q	Теоретич. число ошибок $R_0 = n \cdot P_{i-1}$	Разность $q - R_0$
	в общем виде	в угл. сек		$P_i = \Phi(t_i)$	$P = P_{i-1}$			
1	$\pm 0,5$	± 2	0,5	0,383	0,383	47	38	+9
2	1,0	± 4	1,0	0,683	0,300	25	30	-5
3	1,5	± 6	1,5	0,867	0,184	18	19	-1
4	2,0	± 8	2,0	0,954	0,087	6	9	-3
5	2,5	± 10	2,5	0,988	0,034	3	3	0
6	3,0	± 12	3,0	0,997	0,009	1	1	0
ИТОГ						100	100	0

ных условиях при измерении различных навигационных параметров с помощью ручных и высокоточных секстантов, позволяет сделать заключение о том, что распределение ошибок астроизмерений подчинено нормальному закону.

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ШТУРМАНА-КОСМОНАВТА ПО ВЫПОЛНЕНИЮ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Как показали проведенные исследования по выполнению высокоточных измерений, в процессе астроизмерений необходимо учитывать влияние не только прибора, но и оператора. Только при выполнении этого условия можно повысить точность бортовых астроизмерений.

Для оценки качества работы системы в целом важное значение имеет вопрос о величине возможных ошибок ее компонентов. Однако когда речь заходит о человеке-операторе, часто полагают, что при соответствующей натренированности он может работать без погрешностей. В экспериментальной психологии накоплено немало данных, показывающих, что человек может допускать ошибки даже при выполнении элементарных операций.

Оценку точностных характеристик системы «астроприбор—оператор» и оценку величины личных ошибок оператора наиболее целесообразно давать на основе результатов астроизмерений, выполняемых с типовыми образцами космических секстантов в различных условиях. Известно, что всякое измерение требует наличия пяти основных факторов: объекта измерения, инструмента, оператора, условий и определенной методики. Каждый из этих факторов вносит в результаты измерений различные по величине ошибки, суммарное воздействие которых при условии их взаимной независимости учитывается по известной формуле суммы квадратов независимых ошибок. Как правило, ошибки, обусловленные методом и влиянием условий измерений, учитываются в процессе отработки как систематические. Тогда основу случайных ошибок составляет влияние на измерения только системы «прибор—оператор». Такие ошибки в дальнейшем будем называть ошибками астроизмерений.

По этому определению ошибка астроизмерения является суммарной и состоит из погрешностей, вносимых влиянием прибора ($\Delta\gamma_{np}$) и оператора ($\Delta\gamma_{op}$). Очевид-

но, эти ошибки можно считать независимыми (некоррелированными), и тогда мы имеем дело с композицией двух законов распределения. Известно, что распределение суммы двух величин с нормальным законом распределения также подчиняется нормальному закону.

На основании вышеизложенного с учетом знания закона распределения приборной погрешности можно сделать заключение, что распределение ошибок оператора также подчиняется нормальному закону. Следовательно, для суждения о точности астроизмерений необходимо знать дисперсию или среднее квадратичное отклонение результатов серии измерений навигационного параметра.

Для рассматриваемого случая основные статистические характеристики (математическое ожидание и дисперсия) имеют значения:

$$M_{\Delta\gamma} = M_{\Delta\gamma_{np}} = M_{\Delta\gamma_{он}} = 0;$$

$$\sigma_{\Delta\gamma}^2 = \sigma_{\Delta\gamma_{np}}^2 = \sigma_{\Delta\gamma_{он}}^2.$$

Таким образом, определив величину средней квадратической ошибки серии измерений и учитывая точность прибора, можно оценить погрешность из-за влияния оператора. Зная граничные значения допустимых в навигационном сеансе ошибок астроизмерений, легко установить конкретное число тренировок для каждого оператора с данным прибором.

На основании приведенных выше результатов статистических данных по измерению различных навигационных параметров с помощью ручных секстантов можно сделать заключение, что точность работы оператора с ручными секстантами находится в пределах 1 *угл. мин.*, т. е. величина личной ошибки оператора в этом случае не превышает точности самого прибора.

Статистическое распределение (полигон) СКО, полученных при измерении угловых расстояний между звездами высокоточными секстантами в наземных экспериментах, свидетельствует, что в этом случае величина личной ошибки оператора изменяется в пределах от 2 до 6 *угл. сек.* (при СКО данного прибора, равной 2,7 *угл. сек.*).

Результаты измерений других параметров, выполненных десятью опытными операторами (табл. 4), также показывают, что диапазон СКО при измерениях с помощью высокоточных секстантов находятся в пре-

Таблица 4

№ п/п	Оператор	Измеряемый параметр	
		угол «звезда—звезда»	угол «звезда—Луна»
1	А	5"	5"
2	Б	4"	5"
3	В	3"	4"
4	Г	3"	5"
5	Д	4"	7"
6	Е	3"	8"
7	Ж	5"	8"
8	З	3"	5"
9	И	6"	7"
10	К	5"	5"
Среднее значение		4,1"	5,9"

делах от 3 до 8 *угл. сек.*, при этом средняя величина СКО для измеряемого параметра «звезда—звезда» составила 4,1 *угл. сек.*, в случае же измерения угла «звезда—край диска Луны» — 5,9 *угл. сек.* С учетом данных

прибора величина личной ошибки оператора может достигать 3 *угл. сек.*

В процессе экспериментов установлено, что величина СКО серии измерений ($N=25$) существенно зависит от уровня натренированности оператора и условий его деятельности. При выполнении измерений с помощью ручного

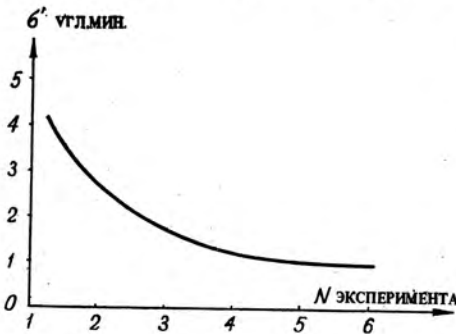


Рис. 10. Зависимость величины σ_1 от числа экспериментов с секстантом СМК.

секстанта типа СМК эта зависимость показана на графике рис. 10, а при измерениях высокоточным секстантом — на графике рис. 11. В условиях полета на самолете эта зависимость выражается графиком на рис. 12, из которого видно, что натренированные в на-

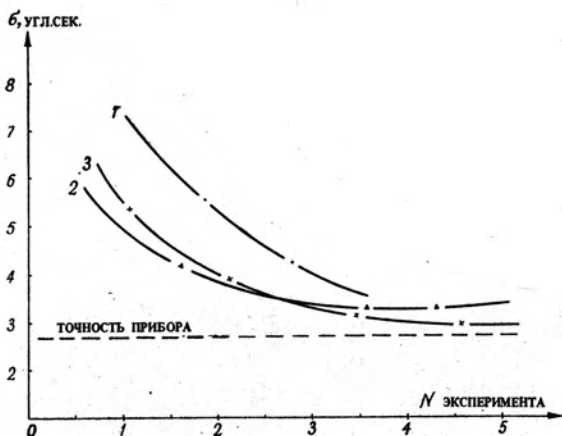


Рис. 11. Зависимость величины σ_T от числа экспериментов в летных условиях.

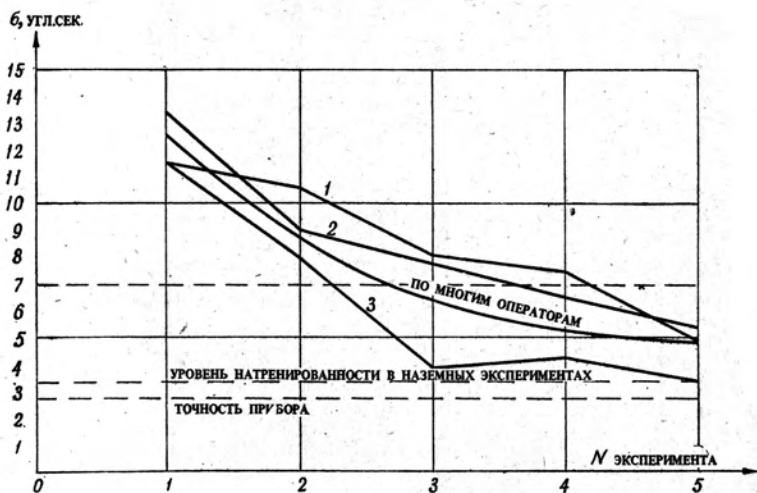


Рис. 12. Зависимость величины σ_T от числа выполненных экспериментов.

земных условиях операторы достигают этого уровня в полете только к пятому летному эксперименту. При этом у операторов 1 и 2, не имеющих летных навыков, разброс результатов астроизмерений несколько больше по сравнению с оператором 3, обладающим некоторым опытом работы с астроприборами в летных условиях.

Подбор эмпирической формулы по графикам рис. 10—12 с применением метода выравнивания показывает, что наиболее точно эта зависимость выражается соотношением $\sigma_{\gamma} = aN^{-1}$, где a — коэффициент, определяемый условиями выполнения измерений; σ_{γ} — средняя квадратическая ошибка серии астроизмерений; N — номер эксперимента.

Основные положения проведенного исследования были подтверждены в экспериментах по астронавигации на стендах в лаборатории и в реальном космическом полете.

Результаты некоторых экспериментов по выполнению астроизмерений с помощью секстанта в лабораторных условиях приведены в табл. 5.

Таблица 5

№ эксперимента	Измеряемый параметр	Среднее время измерения, мин	Предельная ошибка измерений, угл. мин	Режим имитации полета
1	Угол «звезда — край диска Луны»	3	1	Ориентиры неподвижны
2	»	10	3	РС
3	»	5	3	РС
4	»	4	4	РС
5	»	13	6	РС
6	»	4	2	РС
7	»	2	0,25	Ориентиры неподвижны
8	»	6	0,75	РС
9	Измерение поправки прибора	4	0,5	РС
10	Угол «Луна — α Южного Креста»	4	0,5	РС
11	»	6	0,5	После 3 месяцев перерыва
12	»	4	0,35	
13	»	3	0,15	

Из табл. 5 следует, что на точность астроизмерений существенно влияет величина угловой скорости перемещения астроориентиров в поле зрения прибора. Так, по результатам эксперимента № 8 видно, что при угловых перемещениях звезд даже с малой скоростью (режим ручной стабилизации — РС) величина предельной ошибки в 3 раза больше по сравнению с экспериментом № 7, когда ориентиры неподвижны. Об этом же свидетельствуют результаты, полученные американскими специалистами.

При условии сохранения заданной точности увеличивается расход рабочего тела на поддержание режима ручной стабилизации. Точность и время, затрачиваемое на одно измерение, существенно зависят от натренированности оператора. Так, на первом этапе оператор (эксперимент № 8) допускал разброс результатов измерений с ошибкой, характеризуемой величиной СКО, равной $0,75$ угл. мин, то на втором этапе (после 3 месяцев перерыва) он показал вдвое лучшие результаты (эксперимент № 11).

Анализ результатов астроизмерений, выполненных экипажем ПКК «Союз-9» в реальном космическом полете с помощью секстанта типа СМК-5, позволил определить, что ошибки астроизмерений при этом могут достигать нескольких угловых минут, а с учетом влияния методических погрешностей из-за размытости границы видимого в полете горизонта на порядок больше. Точность результатов бортовых астроизмерений существенно повышается, если такие измерения выполнять относительно границ слоев яркости и пепельного слоя атмосферы планеты.

В результате статистической обработки астроизмерений, выполненных операторами в процессе наземных и летных экспериментов, можно получить статистические характеристики процесса астроизмерения для различных условий.

Расчеты показывают, что точность работы оператора с приборами в реальных условиях в $1,5$ — 2 раза ниже по сравнению с лабораторными данными. Для оценки точности работы оператора необходимо знать, кроме средней квадратичной погрешности, и надежность P — вероятность попадания значения измеряемой величины в определенный доверительный интервал. Это позволит проводить объективный контроль натренированности

штурмана-космонавта в работе с астроизмерительными приборами.

Для разработки критериев объективного контроля натренированности оператора в выполнении астроизмерений важно подобрать¹ такое соотношение отличных, хороших, удовлетворительных и неудовлетворительных оценок, которые позволили бы иметь стимулирующий средний бал. Обычно величина среднего бала берется в пределах 4,0—4,4.

Поскольку мерой точности является величина СКО, то, выбрав соответствие между оценками, можно записать нормативы в общем виде:

$$\begin{aligned} \Delta\gamma_{отл} &= K_1\sigma_\gamma, & \Delta\gamma_{удовл} &= K_3\sigma_\gamma, \\ \Delta\gamma_{хор} &= K_2\sigma_\gamma, & \Delta\gamma_{неудовл} &= K_4\sigma_\gamma, \end{aligned}$$

где K_1, K_2, K_3, K_4 — коэффициенты, характеризующие выбор соотношений $\Delta\gamma_{отл}, \gamma\Delta_{хор}$ — предельные средние ошибки измерений для оценки.

Исходя из знания закона распределения ошибок астроизмерений, можно определить вероятность того, что величины ошибок $\Delta\gamma$ не превысят нормативной величины

$$\begin{aligned} P_1(|\Delta\gamma| < \Delta\gamma_{отл}) &= \widehat{\Phi}\left(\frac{\Delta\gamma_{отл}}{0,675\sigma_\gamma}\right); \\ P_2(|\Delta\gamma| < \Delta\gamma_{хор}) &= \widehat{\Phi}\left(\frac{\Delta\gamma_{хор}}{0,675\sigma_\gamma}\right); \\ P_3(|\Delta\gamma| < \Delta\gamma_{удовл}) &= \widehat{\Phi}\left(\frac{\Delta\gamma_{удовл}}{0,675\sigma_\gamma}\right); \\ P_4(|\Delta\gamma| > \Delta\gamma_{удовл}) &= 1 - P_3, \end{aligned}$$

где P_1, P_2, P_3 — вероятность попадания ошибок в доверительные интервалы;

P_4 — вероятность того, что ошибки измерений превысят норматив для $\Delta\gamma_{удовл}$.

В правой части первых трех соотношений записана приведенная функция Лапласа.

Оптимальные значения коэффициентов K_1, K_2, K_3 можно подобрать путем расчета и сравнения различных вариантов. Рассмотрим два из них на примере ошибок астроизмерений при работе с секстантом.

Вариант 1.

$$\begin{aligned} K_1 &= 1,0; & \Delta\gamma_{отл} &= K_1\sigma_\gamma = 1 \cdot 4'' = \pm 4''; \\ K_2 &= 1,5; & \Delta\gamma_{хор} &= K_2\sigma_\gamma = 1,5 \cdot 4'' = \pm 6''; \\ K_3 &= 2,0; & \Delta\gamma_{удовл} &= K_3\sigma_\gamma = 2 \cdot 4'' = \pm 8''. \end{aligned}$$

¹ Подбор соотношений оценок выполнен А. В. Бухонкиным.

Определим вероятность попадания ошибок измерений в каждый из полученных выше доверительных интервалов:

$$P_1 = (|\Delta\gamma| < \Delta\gamma_{отл}) = \hat{\Phi} \frac{4''}{0,675 \cdot 4''} = 0,68;$$

$$P_2 = (|\Delta\gamma| < \Delta\gamma_{хор}) = \hat{\Phi} \frac{6''}{0,675 \cdot 4''} = 0,86;$$

$$P_3 = (|\Delta\gamma| < \Delta\gamma_{удовл}) = \hat{\Phi} \frac{8''}{0,675 \cdot 4''} = 0,95;$$

$$P_4 = (|\Delta\gamma| > \Delta\gamma_{удовл}) = 1 - P_3 = 0,05.$$

Таким образом, если произведено n измерений, то в среднем $n \cdot 0,68$ ошибок не превысят величины ± 4 угл. сек; $n \cdot 0,86$ ошибок не превысят величины ± 6 угл. сек и $n \cdot 0,95$ ошибок не превысят величины ± 8 угл. сек. Следовательно, вероятность получения оценки «отлично» равна 0,68, оценки «хорошо» — 0,18, оценки «удовлетворительно» — 0,09 и «неудовлетворительно» — 0,05. При этом соотношение указанных оценок в среднем составляет 68, 18, 9, 5%, а ожидаемый средний балл оценок будет равен $0,68 \cdot 5 + 0,18 \cdot 4 + 0,09 \cdot 3 + 0,05 \cdot 2 = 4,45$.

Такой ожидаемый высокий средний балл не будет стимулировать к повышению точности измерений, т. е. он сравнительно легко достигается в процессе оценки результатов.

Вариант 2.

$$\begin{array}{ll} K_1 = 0,5; & \Delta\gamma_{отл} = 0,5 \cdot 4'' = 2''; \\ K_2 = 1,0; & \Delta\gamma_{хор} = 1,0 \cdot 4'' = 4''; \\ K_3 = 1,5; & \Delta\gamma_{удовл} = 1,5 \cdot 4'' = 6''. \end{array}$$

В этом случае значения вероятностей попадания в доверительный интервал составляют:

$$\begin{array}{ll} P_1 = 0,382, & P_3 = 0,866, \\ P_2 = 0,682, & P_4 = 0,134. \end{array}$$

Соотношение оценок соответственно равно 38, 2, 30, 18,4, 13,4%, а ожидаемый средний балл равен 3,93. Более высокого среднего балла будет трудно достичь даже хорошо подготовленному оператору.

Анализируя другие варианты, можно выбрать оптимальное значение среднего балла и соотношения оценок и составить таблицу нормативов по значению СКО для любых других типов астроизмерительных приборов. Эф-

фективность работы оператора в навигационном сеансе зависит от времени на измерение одного параметра.

С целью объективного контроля натренированности оператора по выполнению процесса астроизмерений целесообразно применять объединенный критерий основных статистических характеристик $K=f(\sigma_r, \Delta\gamma_{on}, t^s)$ как функцию допустимого разброса результатов измерений навигационного параметра σ_r , личных ошибок оператора $\Delta\gamma_{on}$ и времени выполнения операций t^s . Весовые коэффициенты соотношений этих величин легко подобрать на основе статистических экспериментальных данных.

Возможности штурмана-космонавта по визуальному опознаванию астроориентиров

СРЕДСТВА И МЕТОДЫ РАСПОЗНАВАНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ОРИЕНТИРОВ

Поиск и опознавание созвездий на небесной сфере могут осуществляться в космическом полете автоматическим устройством или визуально космонавтом. Основными требованиями, предъявляемыми к автоматическим устройствам для распознавания созвездий, являются способность их функционирования без наличия априорной информации об ориентации объекта, обнаружение звезды в пределах широкого поля зрения, малый объем вычислительных работ на БЦВМ, автономность и высокая надежность. Таким образом, подобные устройства должны проектироваться с учетом ряда противоречивых требований.

В настоящее время создано несколько типов оптико-механических приборов для решения задач ориентации по небесным светилам. Для автоматизации процесса идентификации звезд в них широко используются способы опознавания, основанные на сочетании нескольких отличительных признаков. Один из возможных вариантов сочетаний таких признаков, используемых для опознавания созвездий, показан на рис. 13.

Не останавливаясь подробно на анализе всех спосо-

бов распознавания звезд, отметим лишь некоторые их достоинства и укажем на недостатки. Автоматические способы, основанные на измерениях спектральных характеристик, связаны с использованием малогабаритных чувствительных анализаторов спектра излучения звезд, создание которых представляет на сегодня сложную

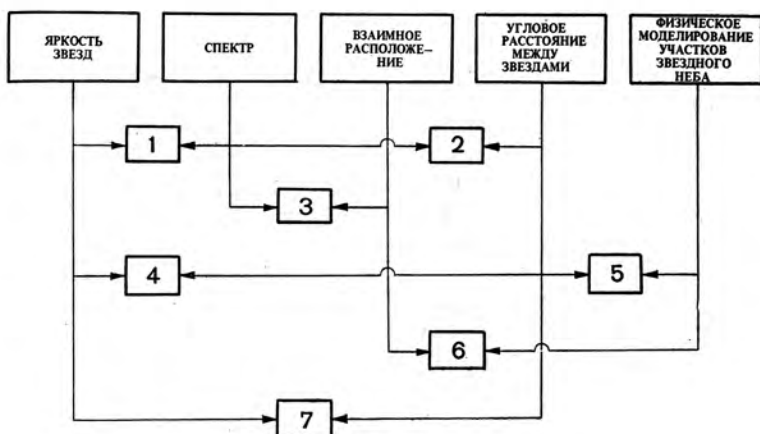


Рис. 13. Возможные признаки и их сочетания при опознавании звезд.

техническую проблему. Использование спектральной характеристики звезды в сочетании с измерением яркости дает возможность выполнять измерения при меньших отношениях сигнала к шуму, которое для диссектора может быть выражено соотношением

$$\frac{s}{n} = \frac{0,877 D \sqrt{P_S S_R T a}}{\sqrt{e \left(\frac{\sigma}{\sigma - 1} \right)}}$$

где D — диаметр объектива, см; P_S — плотность энергии от звезды, $вт/см^2$; S_R — чувствительность фотокатода, $а/вт$; T — время прохождения разверткой диаметра апертуры диссектора, сек; e — заряд электрона $1,6 \cdot 10^{-19}$ к; σ — усиление каскада умножения.

Вследствие малой величины отношения сигнала к шуму данный метод был признан неприемлемым даже

для опознавания такой яркой звезды, как Канопус. Метод поиска и опознавания звезд по яркости с автоматической подстройкой чувствительности более прост и надежен, но на практике также показал весьма низкую устойчивость к действию помех.

Для реализации метода распознавания по угловому расстоянию между звездами необходимо применение физической модели звездного неба. Подобные модели применяются в различных астроориентаторах и звездных глобусах. Такие устройства на практике служат лишь пособиями в процессе визуального опознавания космонавтом заданных созвездий на небесной сфере.

В звездных пеленгаторах могут также применяться методы, основанные на предварительной селекции звезд по положению или по яркости с последующим измерением угловых расстояний между соседними звездами. Результаты таких измерений должны сравниваться затем с истинными значениями углов, хранящимися в памяти БЦВМ. Для нормальной работы оптического устройства, работающего по данному принципу, необходимо на борту иметь вычислительное устройство с объемом памяти в десятки тысяч двоичных чисел и быстродействием в сотни тысяч операций типа сложения в секунду. Такой объем вычислений может затруднить практическую реализацию данного метода.

Расчеты показывают, что автоматическое устройство для распознавания даже нескольких десятков опорных звезд таким методом будет иметь довольно значительный вес.

Проведенный краткий анализ показывает, что автоматизация процессов поиска и опознавания астроориентиров представляет на сегодня сложную техническую проблему. По мнению ряда специалистов, автоматизация задач опознавания объектов на земной поверхности и светил на звездном небе ведет лишь к затягиванию сроков выполнения космических исследований. Такие приборы будут иметь ограниченные возможности и низкие показатели надежности функционирования. Для повышения надежности автоматического опознавания наиболее ярких навигационных звезд широкое применение находит метод электронного сканирования, реализуемый в звездных следящих устройствах с телевизионной трубкой диссекторного типа. Применение диссектора в качестве чувствительного элемента звездных датчиков поз-

волит сконструировать аппаратуру, осуществляющую непосредственное измерение координат светил в поле зрения оптической системы. При использовании диссектора в сочетании с вычислительным устройством в будущем возможно создание автономной навигационной системы для ПКК.

На современном же этапе развития средств автоматического распознавания звезд выполнение таких задач в пилотируемом космическом полете целесообразно возлагать на космонавта-оператора.

ВОЗМОЖНОСТИ ШТУРМАНА-КОСМОНАВТА ПРИ ПОИСКЕ И ОПОЗНАВАНИИ АСТРООРИЕНТИРОВ

Несмотря на то что задача автоматического поиска и распознавания созвездий на небесной сфере принципиально возможна, ее практическая реализация связана со значительными трудностями. Распознавание зрительных образов как объекта исследования стало ареной столкновения разнообразных научных гипотез и теоретических построений. Многообразие точек зрения в этой области происходит не только вследствие различий теоретического фундамента многих научных школ, но также из многообразия структуры и уровня изучаемых психофизиологических явлений, объединяемых общим названием «опознавание образов».

При исследовании человека как элемента систем распознавания возникает целый комплекс вопросов. Инженерно-психологические исследования этих вопросов показали, что высшая нервная деятельность человека характеризуется высокой способностью к построению инвариантов. С помощью технических средств эту способность к образованию инвариантов удается осуществлять в весьма несовершенном виде.

Общее количество звезд, одновременно наблюдаемых на небесной сфере невооруженным глазом, достигает 6000—8000, что значительно усложняет процесс их автоматической идентификации. При визуальных наблюдениях эта задача значительно упрощается, так как каждая из звезд обладает несколькими отличительными признаками, такими, как яркость, спектр, угловое расстояние от других звезд, относительное расположение в созвездии. Однако перечисленные признаки, за исключением последнего, практически невозможно использо-

вать для распознавания. Лишь некоторые звезды имеют отличительные от других характеристики, как это видно из табл. 6.

Таблица 6

Звезда	Экваториальные координаты		Звездная величина	Цвет
	прямое восхождение	склонение		
α Большого Пса (Сириус)	100°58'03"	-16°40'31"	-1,58	Белоголубой
α Киля (Канопус)	95°49'37"	-52°40'45"	-0,85	Желтоголубой
β Ориона (Ригель)	78°17'08"	- 8°14'02"	+0,34	Голубой
α Лиры (Вега)	278°59'20"	+38°45'21"	+0,14	Белоголубой
β Центавра (Аджена)	210°26'25"	-60°14'02"	+0,86	Голубой
α Эридана (Ахернар)	24°09'33"	-57°23'01"	+0,60	Голубой

В большинстве современных работ опознавательный процесс рассматривается в своей основе как процесс сравнения. Согласно представлениям таких исследователей, как И. М. Сеченев, П. К. Анохин, Д. Браунер и др., опознавательный процесс представляет собой акт «сопоставления», «сравнения» знакомых объектов или классов объектов (точнее, их полезных признаков), зафиксированных в памяти, и комплексов возбуждений от опознаваемых объектов.

В соответствии с основными представлениями о процессе опознавания как процессе умственного сопоставления была разработана методика исследования возможностей оператора. Суть ее заключается в опознавании ранее изученных созвездий за определенный промежуток времени.

Современный уровень научных знаний в области механизма опознавания не позволяет достаточно полно описать характеристики человека при решении подобных задач теоретическими методами. Экспериментальное исследование возможностей визуального опознавания созвездий было выполнено авторами в ходе проведения занятий с операторами в планетарии и тренировок на реальном звездном небе.

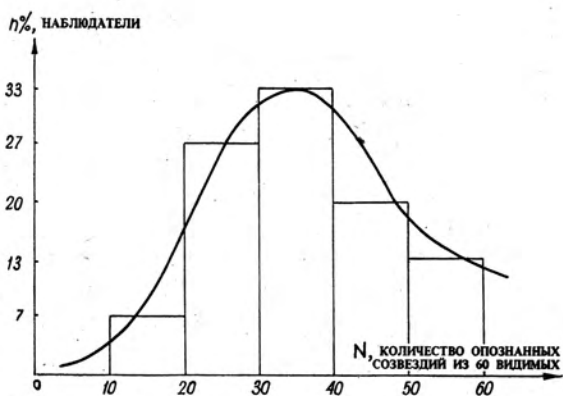


Рис. 14. Оpozнание созвездий в зависимости от уровня подготовки наблюдателя.

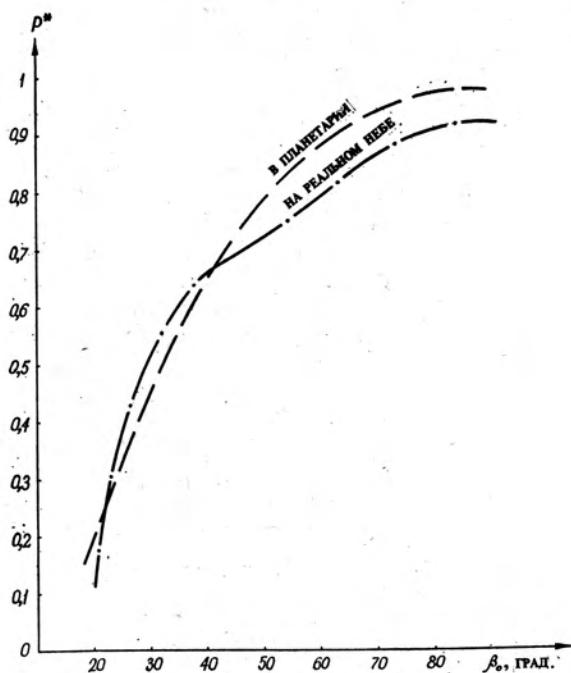


Рис. 15. Вероятность опознания созвездия в зависимости от величины угла поля зрения.

Предварительная подготовка к эксперименту заключалась в изучении операторами характерных особенностей и конфигурации созвездий по схемам и звездным картам. В процессе исследования установлено, что эти возможности зависят от уровня натренированности оператора, величины угла поля зрения оптических приборов и условий наблюдения.

Первый контрольный опрос группы был проведен после шести занятий в планетарии. Результаты визуального опознавания шестидесяти изучавшихся созвездий показаны на графике рис. 14. Как видно из графика, только 33% операторов опознали от 30 до 40 созвездий. В дальнейшем после проведения 14—15 занятий в планетарии и 8—10 тренировок на реальном небе операторы этой группы опознавали до 90% наблюдаемых на полусфере созвездий. Эксперименты показали, что на возможности опознавания созвездий существенное влияние оказывают величины угла поля зрения оптического прибора и количество одновременно наблюдаемых ярких звезд.

Влияние ограниченного угла обзора на возможности опознавания созвездий показано на графике рис. 15, из которого видно, что статистическая вероятность 0,8 достигается только при угле обзора около 60° .

Проведенные эксперименты доказывают, что на борту ПКК необходимо иметь оптические приборы с углом поля зрения не менее 60° . Об этом же свидетельствуют результаты исследований, выполненных в США. Большинство ошибок опознавания созвездий (81%) имело место при угле поля зрения менее 30° . При величине этого угла 70° вероятность опознавания составила 0,8. В условиях полета на самолетах уровень натренированности достигается только к 4—5-му полету. Эксперименты по опознаванию созвездий в космических полетах на ПКК «Союз» подтвердили результаты наземных исследований.

Таким образом, проведенные эксперименты показывают, что человек способен визуально опознавать астроориентиры с достаточно высокой степенью надежности. Практика астронавигационной подготовки космонавтов свидетельствует, что процесс изучения созвездий требует систематического закрепления первоначально полученных навыков.

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ШТУРМАНА-КОСМОНАВТА ПО ВИЗУАЛЬНОМУ ОПОЗНАВАНИЮ СОЗВЕЗДИЙ

Специфика выполнения орбитальных космических полетов и применение астрономических средств навигации требуют от экипажа ПКК безошибочного опознавания звезд и созвездий не только при ограниченном угле поля зрения, но и дефиците времени. В связи с этим оценка способностей по объему опознанных созвездий не полностью характеризует рассматриваемый процесс. При этом не учитывается фактор времени, что имеет существенное значение в условиях реального космического полета, особенно когда время полета ПКК в тени Земли составляет всего несколько минут. В дальнейших экспериментах была предпринята попытка найти интегральную оценку способностей оператора по опознаванию созвездий.

Исследования многих авторов по проблемам восприятия и опознавания показали, что деятельность нервной системы в этом процессе основана на использовании статистических закономерностей. По своему существу процесс опознавания является процессом выбора из определенного ряда объектов, т. е. он обладает признаками процессов, которые изучаются теорией информации, применяемой к анализу многих статистических процессов.

Поскольку сама нервная система обладает «счетным механизмом», работающим по законам статистики, логично заключить, что методы теории информации являются адекватными средствами ее изучения, т. е. для характеристики процесса опознавания наиболее целесообразно применять основные положения теории информации. На правомерность применения аппарата теории информации для оценки количественного анализа актов различия, включая опознавание, указывают также ряд авторов, в том числе Б. Ф. Ломов, эксперименты которого по актам идентификации и опознавания предметов дали достаточно четкие результаты.

В соответствии с этим способность оператора по опознаваниям ранее изученных созвездий можно оценить интегральной оценкой, подсчитываемой по известной формуле Шиклаи:

$$C = \frac{n \cdot \log_2 N}{t} \text{ бит/сек},$$

где n — количество опознанных созвездий;
 N — общее число наблюдавшихся на небесной сфере созвездий;
 t — время наблюдения опознаваемого созвездия (экспозиция).

С целью разработки критериев объективного контроля натренированности в знании звездного неба было проведено исследование в трех группах операторов с различным уровнем подготовки. Операторы всех групп имели предварительную подготовку в объеме 10—12 тренировок в планетарии после прохождения курса астрономии. В реальных условиях видимости звездного неба операторы 1-й группы имели по 2 тренировки, 2-й группы — по 4 тренировки и 3-й группы — по 6—8 тренировок в год. В контрольных экспериментах операторы всех

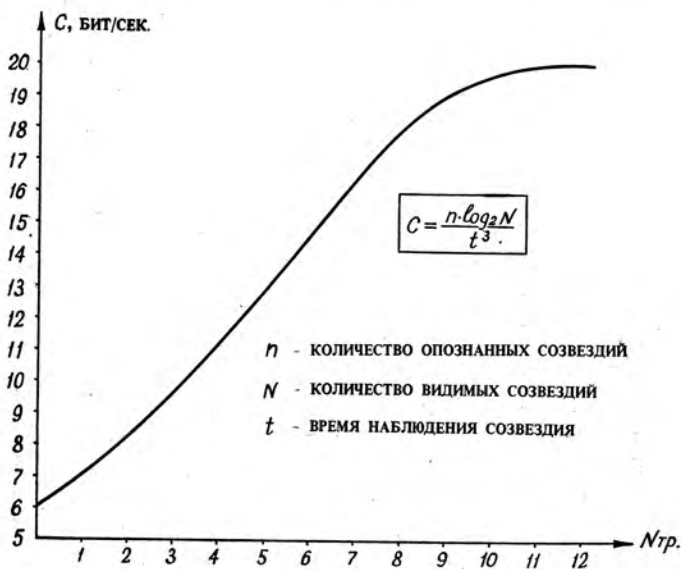


Рис. 16. Зависимость интегральной оценки C от уровня натренированности оператора.

групп осуществляли визуальное опознавание 45 ранее изученных созвездий, при этом экспозиция составляла 10 сек. Применение к экспериментальным данным фор-

мул статистики показало, что средняя величина интегральной оценки C в первой группе составила 9,6 бит/сек, во второй — 16,45 и в третьей — 21,5 бит/сек.

Дальнейшее увеличение количества тренировок в группах показало, что после проведения 6—8 занятий в реальных условиях величина оценка C достигает 20—21 бит/сек (рис. 16) и остается постоянной, т. е. достигается полное закрепление навыков в опознавании изученных созвездий.

Оценка возможности операторов 2-й группы по опознаванию созвездий при ограниченном угле поля зрения (40°) показала, что в этом случае величина C составляет 8,3 бит/сек, т. е. в 2 раза меньше по сравнению с наблюдениями при угле обзора 180° .

Для сравнения был проведен контрольный опрос группы операторов, впервые приступивших к изучению звездного неба. Эксперименты показали, что величина интегральной оценки не превышает 3,3 бит/сек. Полученные результаты свидетельствуют о необходимости тщательного изучения навигационных созвездий.

Очевидно, величина интегральной оценки C может являться критерием натренированности операторов в знании звездного неба. Сравнение полученных экспериментальных данных с результатами лабораторных исследований по одноактному опознаванию предметов ($C=30$ бит/сек) позволяет сделать заключение, что созвездия являются весьма сложными объектами опознавания. Их изучение требует систематического закрепления полученных навыков. С целью первоначального получения твердых навыков в опознавании основных навигационных звезд и созвездий оператору необходимо в год не менее 14—15 занятий в планетарии и 8—10 тренировок в условиях видимости реального звездного неба. Опознавание созвездий при ограниченном угле поля зрения требует проведения дополнительно не менее 5 тренировок с типовыми образцами оптических приборов.

Заключение

По мере расширения космических исследований роль бортовых средств и методов автономной навигации возрастает. Независимость функционирования, устойчивость к шумам, а также возможность определения навигационных параметров являются основными требованиями к таким средствам.

гационных элементов в любой точке орбиты повышают их оперативность по сравнению с наземными системами.

В настоящее время проблема развития и применения автономных систем астрономической навигации является предметом исследования многих научных организаций как у нас в стране, так и за рубежом.

Наличие на борту ПКК малогабаритных ЦВМ и оптико-визуальных астрономических средств позволяет экипажу ПКК решать в полете частично или полностью все задачи автономной навигации. Как показали первые космические полеты, космонавт способен успешно выполнять три основные функции навигации: ориентацию оптических приборов на заданные участки небесной сферы, опознавание навигационных ориентиров, контроль работы бортового вычислительного устройства. Принцип полуавтоматического управления позволяет минимизировать вес и сложность бортового оборудования и одновременно достигать максимальной надежности.

Для успешного решения задач космической навигации штурман космического корабля должен обладать всеми психофизиологическими качествами оператора сенсорного профиля. Проведенные в процессе выполнения космических полетов исследования свидетельствуют о незначительном изменении параметров зрения космонавта, сохраняется также уровень его оперативно-зрительной работоспособности, что имеет весьма важное значение для оценки надежности результатов визуальных наблюдений.

Применение оптико-визуальных средств в космическом полете требует обеспечения надежности процесса поиска и опознавания астроориентиров, учета методических погрешностей и разработки эффективных методов измерений навигационных параметров с борта ПКК.

Наиболее характерными ориентирами для решения задач космической навигации являются детали рельефа земной поверхности, линия горизонта, естественные и искусственные небесные тела. Визуальные наблюдения с высот полета 200—300 км свидетельствуют, что наличие облачности и условия освещенности на орбите ограничивают возможности использования для автономной навигации линии видимого горизонта и наземных ориентиров. Поиск и опознавание астроориентиров на небесной сфере могут осуществляться в полете автоматиче-

ским устройством или визуально космонавтом. Несмотря на то что задача автоматизации выбора звезд принципиально возможна, ее решение связано с рядом технических трудностей. В связи с этим в пилотируемом полете поиск и опознавание навигационных ориентиров на земной поверхности и звезд на небесной сфере целесообразно возлагать на космонавта. Экспериментальные исследования возможностей оператора по опознаванию созвездий в планетарии, на реальном небе и при выполнении полетов на самолетах свидетельствуют, что вероятность процесса опознавания при достаточном уровне натренированности оператора достигает величины 0,9.

В качестве критерия оценок натренированности оператора по выполнению процесса визуального опознавания созвездий целесообразно применять пропускную способность оператора, характеризующую его возможности по величине экспозиции и количеству опознаваемых созвездий.

Эксперименты по отработке задач космической навигации показывают, что точность измерений навигационных параметров с борта ПКК зависит от правильного учета методических погрешностей. Появление таких погрешностей обуславливается влиянием режима полета, атмосферой и геометрией планеты, неточностью и разностью фиксации моментов измерений. Однако самое существенное влияние на точность бортовых астроизмерений оказывает размытость линии горизонта.

В космическом полете экипаж может определять текущие координаты ПКК и элементы ориентации его орбиты по измерениям высот звезд над линией горизонта. Экспериментальная проверка гипотезы нормального распределения ошибок астроизмерений позволила определить характер влияния оператора на точность бортовых астроизмерений, определить критерии и разработать нормативы оценок натренированности оператора по выполнению астроизмерений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хрунов Е. В., Хачатурьянц А. С., Попов В. А., Иванов Е. А. Человек-оператор в космическом полете. М., «Машиностроение», 1973.
2. Воробьев Л. М. Астрономическая навигация летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1968.
3. Дрейпер Ч. и др. Навигация, наведение и стабилизация в космосе. М., «Машиностроение», 1970, стр. 232—242.
4. «Авиация и космонавтика», 1968, № 11, стр. 47—50; 1969, № 12, стр. 63—67.
5. Ломов Б. Ф. Человек и техника. М., «Советское радио», 1966.
6. Видуев Н. Г., Кондра Г. С. Вероятностно — статистический анализ погрешностей измерений. М., «Недра», 1969.
7. Чеботарев А. С. Способ наименьших квадратов с основами теории вероятностей. М., Гостехиздат, 1958.
8. Кондратьев К. Я., Волюнов Б. В., Гальцев А. П., Смоктий О. И., Хрунов Е. В. Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана, 6, 1970, № 4.
9. Кондратьев К. Я., Романтеев Н. Ф., Смоктий О. И., Хрунов Е. В. ДАН СССР, 199, 1971, № 6.
10. «Астронавтика и ракетодинамика», 1969, №25; 1970 № 33.

ХРУНОВ Евгений Васильевич
РОМАНТЕЕВ Николай Федорович

КОСМОНАВТ В СИСТЕМЕ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

Редактор *Р. Г. Базури*
Обложка *В. И. Пантелева*
Худож. редактор *В. Н. Колюхов*
Технич. редактор *И. Г. Федотова*
Корректор *Е. В. Грудинкина*

A06760. Индекс заказа 44204. Сдано в набор 21/1-74 г. Подписано к печати 15/III-74 г. Формат бумаги 84×108¹/₃₂. Бумага типографская № 3. Бум. л. 1,0. Печ. л. 2,0. Усл.-печ. л. 3,36. Уч.-изд. л. 3,28. Тираж 31 130 экз. Издательство «Знание». 101835, Москва, Центр, проезд Серова, д. 3/4. Заказ 148. Типография Всесоюзного общества «Знание». Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4. Цена 10 коп.

10 коп.

Индекс 70101