

УДК 629.191

© 2000 г. Д.Г. КОРЕНЕВСКИЙ

К ИСТОРИИ РАЗРАБОТКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СПОСОБОВ ИНЕРЦИАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ¹

Представлен обзор теоретических исследований по разработке и математическому обоснованию электромеханических способов инерциального наведения баллистических и космических летательных аппаратов (ЛА) по "жесткой" и "гибкой" (адаптивной) траекториям. Рассмотрены этапы развития отечественных систем инерциального наведения ЛА, прежде всего начальный этап, совпадающий с первыми двумя послевоенными десятилетиями и к которому относятся основополагающие работы А.Ю. Ишлинского. Приведены приоритетные результаты А.Ю. Ишлинского конца 50-х и начала 60-х годов о возможных вариантах инерциального наведения ЛА и дан очерк развития его идей в работах его последователей – сотрудников Института математики Национальной АН Украины, среди которых был и автор данного обзора. Развитие идей А.Ю. Ишлинского осуществлено в трех направлениях. Во-первых, показано, что основное баллистическое уравнение в форме так называемого λ , μ -функционала инерциального наведения в случае использования гироскопических интегралов кажущегося ускорения может быть построено на борту ЛА без интегрирующего счетно-решающего прибора. Операцию интегрирования текущих показаний μ -гироинтегратора может выполнить λ -гироинтегратор. Во-вторых, обнаружено, что основное баллистическое уравнение можно привести к виду так называемого α , β -функционала инерциального наведения, при построении которого на борту ЛА вовсе не требуется интегрирующих счетно-решающих устройств.

В-третьих, установлено, что разработанные электромеханические способы позволяют осуществить не только однопараметрическую коррекцию траектории движения центра масс ЛА в вертикальной плоскости полета посредством коррекции длительности ее расчетного активного участка (наведение по так называемой "жесткой" траектории), но и двухпараметрическую коррекцию, когда корректируется также и расчетный угол тангажного разворота (наведение по так называемой "гибкой" траектории). Последнее имеет существенное значение в случае, когда регулирование тяги двигателя затруднено (двигатели на твердом топливе). Приведены блок-схемы некоторых способов, в том числе одного из простейших – наведение по α , β -функционалу. Обзор базируется на анализе первоисточников и содержит новые оценки ряда представлений в истории развития систем инерциального наведения.

Теория и методы инерциального наведения баллистических и космических ЛА развиваются уже более пяти десятилетий и прошли несколько этапов развития по мере того, как расширялись возможности для использования на борту ЛА цифровой электронной вычислительной техники.

¹ Работа посвящается 85-летию со дня рождения академика А.Ю. Ишлинского.

На первом этапе беспилотного и пилотного освоения космического пространства в 50-е годы и начале 60-х годов, когда энергетические ресурсы ракет-носителей и возможности для использования на борту электронной вычислительной техники были ограничены, перед теоретиками и разработчиками конкретных систем инерциального наведения стояла задача создать системы инерциального наведения с минимально возможным числом измерительных приборов и счетно-решающих устройств (в то время электромеханических по своей природе). Именно с электромеханических позиций в те годы А.Ю. Ишлинским начали проводиться исследования, подытоженные затем в изданной в Киеве его монографии [1]². В этой работе выполнено математическое обоснование известных к тому времени разработчикам-конструкторам принципов построения ракетных инерциальных систем наведения, особенностью которых является функционирование на небольшом промежутке времени; дано наиболее простое и вместе с тем достаточно точное приборное решение задачи наведения для случая, когда движение центра масс ракеты регулируется так, что действительный закон движения близок к программному; показано, что управляющие функции (функционалы) могут быть сформированы в виде линейных комбинаций интегралов от показаний акселерометров (ньютонметров). Монография способствовала дальнейшему формированию в СССР одного из направлений теории инерциального управления движением центра масс баллистических и космических ЛА – линейной коррекции траектории движения путем вариации лишь одного параметра движения – длительности ее активного участка (наведение по "жесткой" траектории). Принципы построения инерциальных систем наведения, изложенные в [1], нашли отражение в той или иной форме в работах других авторов (см., например, [3–11]).

В работе [1] в роли критерия качества наведения выбран так называемый "промах" в дальности полета (точнее: основная часть "промаха" – линейная). Контроль за выбранным критерием качества осуществляется посредством вычисления бортовыми системами (на основании данных о текущих координатах и скоростях центра масс) соотношения

$$J_{\xi, \eta}(t) \equiv V_{\xi}(t) \frac{\partial l}{\partial u_{\xi}} + V_{\eta}(t) \frac{\partial l}{\partial u_{\eta}} + [S_{\xi}(t) - S_{\xi}^*(t)] \frac{\partial l}{\partial \xi} + [S_{\eta}(t) - S_{\eta}^*(t)] \frac{\partial l}{\partial \eta} = C \quad (C = \text{const}) \quad (1)$$

основного баллистического уравнения, которое по существу является некоторым линейным функционалом вектора состояния на временном интервале движения ЛА с работающими двигателями. А.Ю. Ишлинский показал, что момент времени σ , в который необходимо производить выключение двигателя ракеты-носителя (своего рода аналитический код), должен определяться согласно уравнению (1) при $t = \sigma$:

$$J_{\xi, \eta}(\sigma) \equiv V_{\xi}(\sigma) \frac{\partial l}{\partial u_{\xi}} + V_{\eta}(\sigma) \frac{\partial l}{\partial u_{\eta}} + [S_{\xi}(\sigma) - S_{\xi}^*(\sigma)] \frac{\partial l}{\partial \xi} + [S_{\eta}(\sigma) - S_{\eta}^*(\sigma)] \frac{\partial l}{\partial \eta} = C \quad (2)$$

Здесь V_{ξ}, V_{η} – проекции кажущейся скорости на оси $O\xi$ и $O\eta$ стартовой, невращающейся системы координат $O\xi\eta\xi$; l – дальность полета; $\partial l / \partial u_{\xi}, \partial l / \partial u_{\eta}, \partial l / \partial \xi, \partial l / \partial \eta$ – баллистические производные, являющиеся для каждого конкретного случая движения постоянными величинами; S_{ξ}, S_{η} – текущие значения проекций кажущегося пути; S_{ξ}^*, S_{η}^* – расчетные значения проекций кажущегося пути; u_{ξ}, u_{η} – проекции абсолютной скорости центра масс ЛА на оси $O\xi$ и $O\eta$; t – текущее время активного участка полета.

С помощью некоторых преобразований в [1, 2] показано, что основное баллистическое уравнение (1) может быть приведено к двум более простым формам – так

² Второе, переработанное издание этой книги под измененным названием [2] вышло в свет в открытой печати в Москве в 1968 г.

называемым λ , μ -функционалу $J_{\lambda,\mu}(t)$:

$$J_{\lambda,\mu}(t) \equiv V_{\lambda}(t) + p \int_0^t \delta V_{\mu}(\tau) d\tau = C_1 \quad (C_1 = \text{const}) \quad (3)$$

и κ -функционалу $J_{\kappa}(t)$:

$$J_{\kappa}(t) \equiv \int_0^t K(\tau) a_{\kappa}(\tau) d\tau = C_2 \quad (C_2 = \text{const}) \quad (4)$$

При этом постоянные углы λ , μ и изменяющийся во времени угол $\kappa = \kappa(t)$, а также коэффициенты p и $K(t)$ выражаются через баллистические производные. В (4) через a_{κ} обозначена проекция кажущегося ускорения на изменяющееся во времени свою ориентацию в инерциальном пространстве κ -направление.

Названия функционалов определяются количеством измерителей кажущейся скорости (или кажущегося ускорения) и направлением ориентации их осей чувствительности. Так, например, термин " λ , μ -функционал" означает, что для его построения на борту ЛА используются показания двух измерителей кажущейся скорости, оси чувствительности которых ориентированы по неподвижным в инерциальном пространстве направлениям, соответственно λ -направлению и μ -направлению.

Как видно из (3) и (4), для построения на борту ЛА величин $J_{\lambda,\mu}(t)$, $J_{\kappa}(t)$ и определения с их помощью мгновения отсечки двигателя σ , необходимо лишь одно счетно-решающее устройство (для вычисления соответствующего интеграла), в то время как для построения основного баллистического уравнения (1) требуется два интегрирующих устройства (для вычисления проекций кажущегося пути $S_{\xi}(t)$ и $S_{\eta}(t)$).

Для своего времени это были оригинальные и практически важные результаты. В силу ряда обстоятельств, о которых говорится ниже, они не потеряли практического значения и сегодня.

Развитие микроэлектроники и большие достижения в разработке малогабаритных быстродействующих вычислительных устройств создали предпосылки и привели в начале 70-х годов к созданию нового типа систем автономного инерциального управления (наведения) баллистическими и космическими ЛА, ориентированных на использование этих устройств, — систем управления с бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ). Несомненно, что БЦВМ является наиболее универсальным и высоко производительным средством автоматизации процесса вычислений и управления указанными ЛА. К настоящему времени она стала центральным устройством систем управления полетом почти всех современных ЛА. Применение БЦВМ в системе наведения ЛА позволило использовать более совершенную и эффективную логику наведения по сравнению с логикой, которая реализовывалась электромеханическими устройствами при наведении по "жесткой" траектории. Появление достаточно мощных БЦВМ с удовлетворительными весогабаритными и надежностными характеристиками стало одной из предпосылок использования в системах управления (в том числе и наведения) ЛА сложных итерационных, многошаговых, адаптивных алгоритмов обработки бортовой информации, в частности и нелинейных схем обработки; дало возможность осуществлять наведение по так называемой "гибкой" траектории, когда коррекция траектории движения центра масс осуществляется не только посредством коррекции длительности активного участка, но и коррекцией программы тангажного разворота и, возможно, других кинематических параметров движения.

Способность обрабатывать большой объем информации в минимальное время стала в 70-е годы главным определителем технического потенциала систем управления с БЦВМ. Использование и перспективы применения БЦВМ на движущихся объектах ближнего и дальнего космоса представлены в ряде книг и обзоров (см., например, [12–29]). Некоторые алгоритмы наведения по "гибкой" траектории с применением БЦВМ содержатся в статьях [30–34].

Отечественный и зарубежный опыт применения БЦВМ, а также экспериментальные исследования свидетельствуют об одном существенном недостатке БЦВМ – потере надежности БЦВМ при движении ЛА в тяжелых, экстремальных условиях – условиях повышенной радиации окружающей среды. Движение баллистического или космического ЛА часто происходит в условиях воздействия ионизирующего излучения радиационных поясов планет (Земли, Юпитера, Венеры и т.д.) или в условиях сильных атмосферных электрических разрядов. Воздействие таких условий окружающей среды сказывается прежде всего на работе бортовой электронной аппаратуры ЛА, т.е. на БЦВМ. Так, например, при полете американских ЛА Pioneer-10 и Pioneer-11 к Юпитеру и Сатурну отмечались отказы электронных компонентов оборудования при прохождении радиационных поясов планеты³.

Аналогичная, но более драматическая, ситуация возникла во время старта в грозовую погоду американского корабля Apollo-12 в 1969 году, когда уже на первой минуте полета – вследствие двух электрических разрядов в атмосфере Земли – произошло аварийное нарушение (выключение) работы бортовой инерциальной системы наведения и навигации с БЦВМ. Астронавт Конрад, немедленно осуществивший переключение на другую, параллельную систему управления, сумел ввести первую в строй на 32-й минуте, находясь уже на геоцентрической орбите⁴. Это также в определенной степени является свидетельством радиационной уязвимости БЦВМ.

Так как в настоящее время не существует эффективных мер противорадиационной защиты БЦВМ и другого бортового электронного оборудования (экранирование пока не спасает положение)⁵, то все перечисленное выше побуждает к совершенствованию конструкций и принципов автономного управления ЛА в направлении повышения их надежности ("живучести") в условиях повышенной радиации. В этом плане актуальной была и остается задача уменьшения количества элементов счетно-решающих устройств БЦВМ за счет внутренних резервов, не увеличивая при этом комплекс другой навигационной бортовой аппаратуры (измерительных устройств, устройств для передачи команд управления и др.). Такое техническое решение, которое по своей сути становится электромеханическим, т.е. таким, которое содержит лишь механические и электрические звенья, связанные между собой или кинематически или электрически, может привести в ряде случаев к упрощению конструкции, снижению суммарного веса электронного оборудования и, возможно, другим полезным эффектам, однако главное его преимущество – в сравнении со способами наведения на базе современных БЦВМ – состоит в повышении надежности бортовых систем управления движением центра масс ЛА в условиях сильного радиационного излучения окружающей среды.

Очевидно, что в подобных условиях более рациональным представляется применение комбинированных, гибридных систем инерциального наведения, т.е. систем, в которых сочетается дублирование (резервирование) не однотипной системой, а разнотипными – электромеханической и системой на базе БЦВМ; гибридно-резервированная система инерциального наведения объединяет в себе преимущества аналоговых и цифровых систем.

Около 20 лет назад разработчиками конкретных систем наведения (автору и Ю.А. Карпачеву) была поставлена задача: (а) выяснить, существуют ли функционалы инерциального наведения, для построения которых на борту ЛА не требовалось бы интегрировать показания измерителей кажущейся скорости? и (в) можно ли каким-

³ Клостер Р. Воздействие ионизирующего излучения радиационных поясов Юпитера на бортовую аппаратуру исследовательского КА и его влияние на успех полета // Экспресс-информация. Сер. Астронавтика и ракетодинамика. М.: ВИНТИ, 1976. № 15. С. 38–51.

⁴ Аполлон XII // В кн.: Ежегодник Большой Советской энциклопедии. 1970 г. М.: Советская энциклопедия, 1970. С. 508–510.

⁵ Бредфорд Дж.Н., Вейл П.Дж. Влияние космического излучения на электронные приборы космических аппаратов // Экспресс-информация. Сер. Астронавтика и ракетодинамика. М.: ВИНТИ, 1981. № 31. С. 1–3.

либо образом исключить операцию интегрирования текущих показаний измерителя проекции кажущейся скорости $V_{\mu}(t)$ или измерителя проекции кажущегося ускорения $a_{\chi}(t)$ при построении функционалов $J_{\lambda,\mu}(t)$ и $J_{\chi}(t)$ или основного баллистического уравнения (1)? Другими словами, можно ли осуществить наведение чисто электромеханическим способом, не увеличивая массово-габаритные характеристики комплекса бортовой измерительной аппаратуры? Эта задача была положительно решена сначала для случая наведения по "жесткой" траектории [35–42], а затем для случая наведения по "гибкой" траектории с коррекцией длительности активного участка σ и коррекцией угла тангажного разворота θ [43–45].

Решение задачи состоит в следующем. Во-первых, установлено, что существует косоугольная система координат с изменяющимся (увеличивающимся) во времени раствором координатных осей, в которой основное баллистическое уравнение (1) преобразуется в выражение, не содержащее интегралов от измеряемых кажущихся скоростей и имеющее простейший вид:

$$J_{\alpha,\beta}(t) = V_{\alpha}(t) + V_{\beta}(t) = C_3 \quad (C_3 = \text{const}) \quad (5)$$

Выражение (5) названо " α , β -функционалом". Для построения функционала (5) требуется установка на стабилизированное основание двух измерителей кажущейся скорости (в том числе и гироскопических измерителей), оси чувствительности которых на активном участке траектории изменяют свою ориентацию (углы α и β) по некоторым известным программам времени $\alpha(t)$ и $\beta(t)$:

$$\alpha(t) = \kappa(t) - \arccos \frac{K(t)}{2K(0)}, \quad \beta(t) = \kappa(t) + \arccos \frac{K(t)}{2K(0)}$$

а также выполнения лишь операции сложения текущих показаний измерителей и последующего сравнения этой суммы с известным числом C_3 .

При наведении по α , β -функционалу мгновение отсечки двигателя σ определяется равенством

$$V_{\alpha}(\sigma) + V_{\beta}(\sigma) = C_3 \quad (6)$$

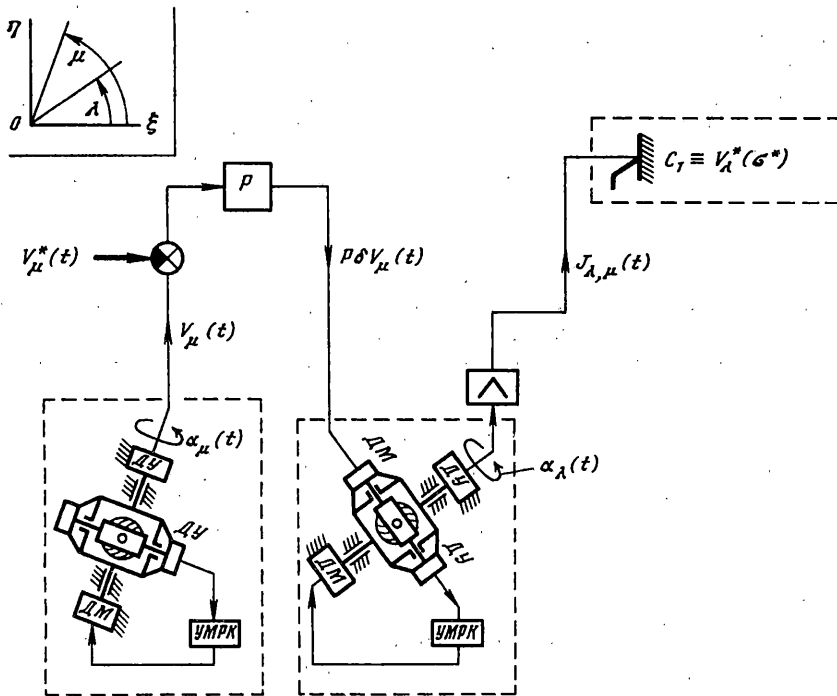
Во-вторых, было показано, что в том случае, когда при построении λ , μ -функционала в качестве измерителей кажущейся скорости используются гироскопические интеграторы кажущегося ускорения [46, 47], операцию последующего интегрирования по времени инерциальных характеристик движения могут выполнить эти же гироскопические приборы.

Ориентируя свои исследования по созданию и совершенствованию надежных и стойких к радиационным помехам электромеханических способов инерциального наведения прежде всего на использование гироскопических интеграторов кажущегося ускорения, авторами [35–45] принимались к сведению следующие положения:

(а) среди всех измерителей (маятниковых, струнных, лазерных и др.) гироскопические измерители первичной инерциальной информации в настоящее время являются наиболее устойчивыми к возмущающим воздействиям радиации окружающей среды;

(б) современные гироскопические системы являются (в известном смысле) шедеврами механического искусства и мастерства и имеют чувствительности и точности, сравнимые с чувствительностями и точностями электронных систем, а технология производства гироскопов была одной из самых совершенных и прецизионных в технической жизни 80-х годов;

(с) целесообразность построения баллистического уравнения дальности полета движущегося ЛА (функционала инерциального наведения) на основе гироскопических интеграторов ускорения обуславливается также тем соображением, что несмотря на их сложность по сравнению с негироскопическими приборами аналогичного назначения (например, с обычными маятниковыми однокомпонентными интеграторами ускорения и измерителями ускорения), указанные интеграторы обладают:



Фиг. 1

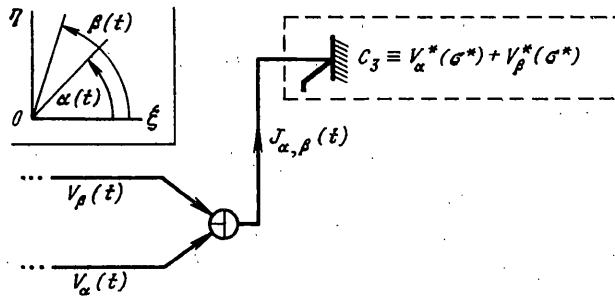
– более высокой линейностью выходного сигнала (угла поворота наружного кольца гироскопического интегратора) от измеряемой величины – интеграла от проекции вектора кажущегося ускорения на ось чувствительности прибора, совпадающую при идеальной работе системы межрамочной коррекции с осью вращения наружного кольца;

– практически неограниченным диапазоном измерения линейных ускорений, что также важно в задачах наведения баллистических и космических ЛА.

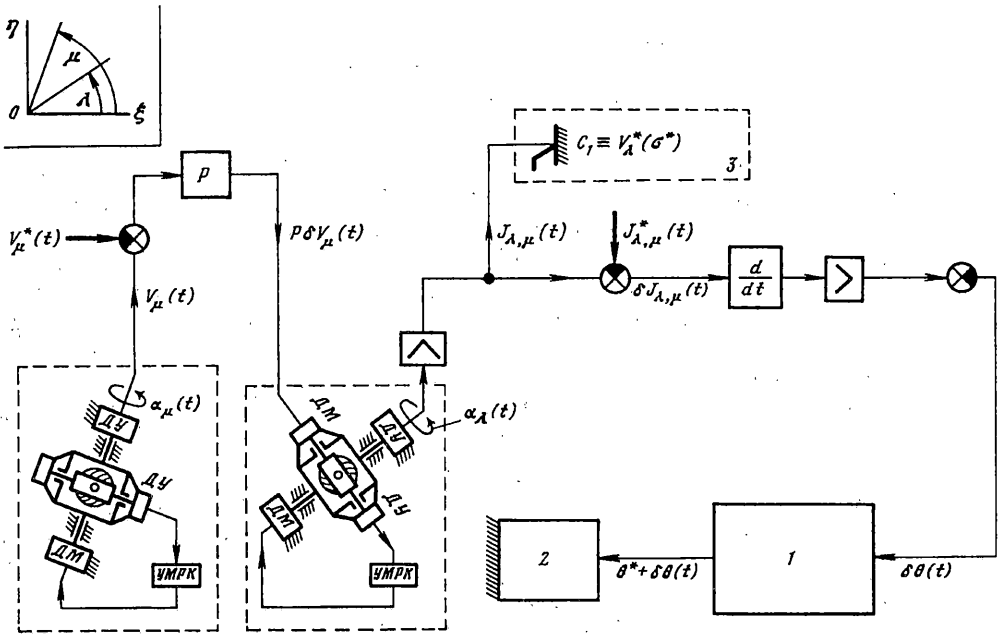
В-третьих, в [43, 44] показано, что при наведении по "гибкой" траектории улучшающая точность наведения принудительная коррекция расчетной программы тангажного разворота может быть синтезирована в виде сигнала, пропорционального производной по времени от измеряемой бортовой аппаратурой ЛА изохронной вариации (рассогласования, ошибки) текущего значения левой части того или иного используемого функционала. При этом сигнал подается на датчик угла тангажного гироскопа системы угловой стабилизации ЛА относительно центра масс.

Приведем блок-схемы инерциального наведения по λ , μ -функционалу и α , β -функционалу с коррекцией длительности активного участка.

λ , μ -функционал. Случай применения гироскопических интеграторов кажущегося ускорения. Если для измерения проекций кажущейся скорости V_λ и V_μ на борту ЛА установлены гироскопические интеграторы кажущегося ускорения, то основная идея электромеханического способа наведения по этому функционалу состоит в следующем. На внутренней оси подвеса гироскопического интегратора, ориентированного осью чувствительности по λ -направлению, устанавливается датчик моментов. Если теперь к внутренней оси подвеса указанного гироскопического интегратора приложить дополнительный момент, пропорциональный изохронной вариации δV_μ кажущейся скорости, или (что то же самое) момент, пропорциональный разности угла поворота наружного кольца μ -гироскопического интегратора $\alpha_\mu(t)$ и величины, пропорциональной проекции расчетной кажущейся скорости ЛА на ось чувствительности μ -гироскопического интегратора $V_\mu^*(t)$, то угол поворота $\alpha_\lambda(t)$ наружного кольца λ -гироскопического интегратора



Фиг. 2

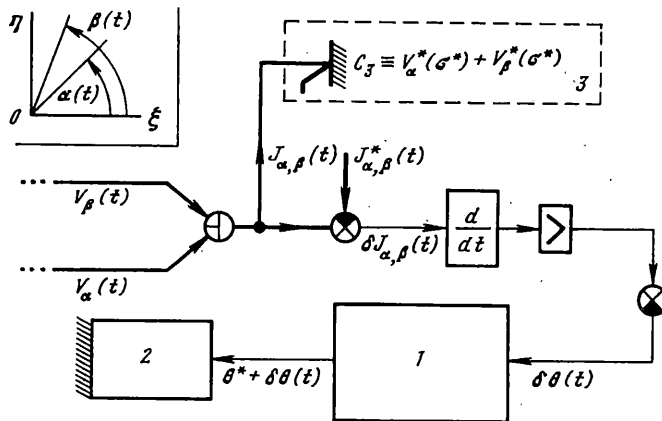


Фиг. 3

будет пропорционален левой части λ, μ -функционала (3). Эта функциональная связь изображена на фиг. 1, где обозначено: ДМ – датчик моментов; ДУ – датчик угла; УМРК – усилитель межрамочной коррекции; $V_\lambda^*(t), V_\mu^*(t)$ и σ^* – расчетные значения проекций кажущейся скорости и длительности активного участка; $\delta V_\mu(t) = V_\mu(t) - V_\mu^*(t), \delta J_{\lambda, \mu}(t) = J_{\lambda, \mu}(t) - J_{\lambda, \mu}^*(t)$ – изохронные вариации соответствующих величин.

α, β -функционал. Блок-схема наведения по функционалу (5), формируемому на борту ЛА по текущим показаниям двух измерителей кажущейся скорости (в том числе и гироскопических) с осями чувствительности, вращающимися относительно стабилизированного основания, на котором они установлены, по известным программам разворота $\alpha(t)$ и $\beta(t)$, изображена на фиг. 2. Здесь через $V_\alpha^*(t)$ и $V_\beta^*(t)$ обозначены расчетные значения проекций кажущейся скорости на α -направление и β -направление.

Представим теперь блок-схемы инерциального наведения по λ, μ -функционалу и λ, β -функционалу с коррекцией длительности активного участка и коррекцией тангажного угла разворота.



Фиг. 4

λ, μ -функционал. Случай применения гироскопических интеграторов кажущегося ускорения. Блок-схема наведения по функционалу (3) представлена на фиг. 3, где $\delta\theta(t) = \theta(t) - \theta^*(t)$ – изохронная вариация угла тангажного разворота.

Коррекция программы тангажа формируется в виде сигнала, пропорционального производной по времени от измеряемого на борту ЛА рассогласования (ошибки) в величине текущего значения используемого функционала инерциального наведения и осуществима с момента времени, соответствующего началу активного участка расчетной траектории полета. Сигнал коррекции по тангажу подается на датчик угла тангажного гироскопа системы угловой стабилизации ЛА (1) относительно центра масс (2 – рулевые органы, 3 – отсечка двигателя).

α, β -функционал. Блок-схема, иллюстрирующая электромеханический способ наведения по λ, β -функционалу с коррекцией по тангажу, изображена на фиг. 4. Здесь приняты обозначения: $J_{\alpha,\beta}^*(t)$ – расчетное значение функционала (5), $\delta J_{\alpha,\beta}(t) = J_{\alpha,\beta}(t) - J_{\alpha,\beta}^*(t)$ – его изохронная вариация.

Изохронная вариация угла тангажного разворота $\delta\theta(t)$, способная компенсировать влияние изохронной вариации функционала $\delta J_{\alpha,\beta}(t)$, пропорциональна производной по времени компенсируемой изохронной вариации функционала.

Итак, создание электромеханических систем инерциального наведения – один из путей решения проблемы обеспечения радиационной стойкости систем наведения (наряду с теми путями, которые откроют надежные методы защиты – эффективное экранирование; выбор орбит, свободных от большой радиации; коррекция возникающих отказов и ошибок и др.).

Все рассмотренные выше электромеханические способы наведения имеют одну и ту же методическую погрешность наведения, так как реализуют основное баллистическое уравнение и только эквивалентные ему функционалы; инструментальные погрешности в силу различного аппаратного построения функционалов, естественно, являются различными. Каждый из них обладает своими преимуществами и недостатками и имеет наилучшую, т.е. наиболее благоприятную для себя область применения. Автор разделяет высказанную в частной беседе точку зрения А.Ю. Ишлинского в том, что ответ на вопрос, какую приборную схему, какой способ построения функционалов избрать для выполнения конкретных задач полета – дело конструкторов, и чем больше в их распоряжении будет рациональных схем, предлагаемых теорией, тем им легче в принятии оптимального решения. Научные споры о том, какой из предложенных электромеханических способов лучше (в том или ином смысле), могут найти разрешение при их реализации в действующих системах.

Завершая обзор, уместно также привести слова из выступления А.Ю. Ишлинского (1976 г.), посвященные открытию IV Всесоюзного съезда по теоретической и прикладной механике⁶:

"В долгой истории механики неоднократно возникало мнение, будто развитие ее как фундаментальной науки должно остановиться. В последний раз этому немало способствовали блестящие успехи вычислительной техники. Стало казаться: раз основные уравнения механики установлены, то любую конкретную задачу можно решить с помощью быстродействующих машин. Однако практика решительно опровергла такое мнение. Современная техника и естествознание ставят перед механикой все новые вопросы, связанные с открытием ранее неизвестных явлений. Их выяснение требует развития и самой механики, и смежных с нею разделов ...".

Эта же мысль постоянно присутствовала и в других, последующих публикациях А.Ю. Ишлинского⁷.

Подытоживая изложенное, необходимо отметить, что освещенные в настоящем очерке электромеханические способы построения функционалов инерциального наведения, рационально решая практическую задачу автономного управления движением центра масс ЛА, вместе с тем должным образом иллюстрируют ранее неизвестные возможности механики.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ишлинский А.Ю.* Некоторые вопросы теории автономного управления баллистическими ракетами. Киев: Ин-т математики АН УССР, 1960. 133 с.
2. *Ишлинский А.Ю.* Инерциальное управление баллистическими ракетами. М.: Наука, 1968. 142 с.
3. *Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П.* Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 307 с.
4. *Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф.* Баллистика ракет. М.: Машиностроение. 1970. 244 с.
5. *Пенцак И.Н.* Теория полета и конструкция баллистических ракет. М.: Машиностроение, 1974. 344 с.
6. *Могилевский В.Д.* Наведение баллистических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1976. 207 с.
7. *Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К.* Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1976. 356 с.
8. *Разыграев А.П.* Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. М.: Машиностроение, 1977. 469 с.
9. *Дмитриевский А.А.* Внешняя баллистика. М.: Машиностроение. 1979. 479 с.
10. *Феодосьев В.И.* Основы техники ракетного полета. М.: Наука. 1981. 494 с.
11. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, 1982. 351 с.
12. *Александров В.А., Владимиров В.В., Дмитриев Р.Д., Осипов С.О.* Ракеты-носители. М.: Воениздат, 1981. 315 с.
13. Боровые цифровые вычислительные машины и перспективы их развития (обзор) // Радиоэлектроника за рубежом. Информ. бюлл. НИИ экономики и информации по радиоэлектронике. 1976. № 4. С. 3–60.
14. *Бургесс Э.* Баллистические ракеты дальнего действия. М.: Воениздат, 1963. 256 с.
15. Вычислительная техника для авиации и космонавтики // Техническая информация. Обзоры и рефераты по материалам иностранной печати. М.: ЦАГИ, 1980. № 16. С. 1–7.

⁶ *Ишлинский А.Ю.* Мир механики – мир движения // "Правда", 22 мая 1976 г.

⁷ 1. *Ишлинский А.Ю.* Механика накануне шестидесятилетия Октября и ее практическое значение // В кн.: Октябрь и наука. М.: Наука, 1977. С. 271–282 (с. 272).

2. *Ишлинский А.Ю.* Механика на пороге шестидесятилетия Октября и ее практическое значение. М., 1977. 25 с. (Препринт / АН СССР. Ин-т проблем механики; № 95).

3. *Ишлинский А.Ю.* Механика и техника // Прикл. матем. и мех. 1977. Т. 41. № 5. С. 790–801 (с. 791).

4. *Ишлинский А.Ю.* Эволюция механики // Вопросы истории естествознания и техники. 1980. № 2. С. 76–85 (с. 77).

16. Глузов В.М., Данилин А.Б. VIII Международный симпозиум по автоматическому управлению в пространстве. Бортовые цифровые вычислительные машины космических летательных аппаратов // Зарубежная радиоэлектроника. 1980. № 11. С. 84–92.
17. Горелик А.Л., Бутко Г.И., Белоусов Ю.А. Бортовые цифровые вычислительные машины. М.: Машиностроение, 1975. 204 с.
18. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами / Под ред. М.С. Хитрика и др. М.: Машиностроение, 1976. 231 с.
19. Захаров А.Г., Казаров Ю.К. Транспортные средства исследования и использования космического пространства (обзор иностранной печати за 1976–1977 гг.) // Итоги науки и техники. Сер. ракетостроение. М.: ВИНТИ, 1978. Т. 8. С. 3–318.
20. Золотухин В.Г., Чесалин Л.С. Космос и ЭВМ // Проблемы космических исследований. М.: Ин-т космич. исслед. АН СССР, 1981. С. 73–83.
21. Мамедли Э.М., Кузьмишкин С.С. Использование избыточности для повышения надежности электронного оборудования орбитальной ступени самолета // Новая транспортная космическая система США. Ч. 1. М.: Ин-т проблем управления, 1978. С. 5–142.
22. Мультипроцессорные системы и параллельные вычисления / Под ред. Ф.Г. Энслоу. М.: Мир, 1976. 383 с.
23. Федосов Е.А., Белоусов Ю.А. Основные проблемы применения бортовых цифровых вычислительных машин для управления движущимися объектами // Вопросы кибернетики. Probl. авиации и космич. кибернетики / Под ред. И.С. Уколова. М.: Научный совет по комплексной проблеме "Кибернетика" АН СССР, 1981. С. 5–24.
24. Цифровые системы управления – поколение 1980 гг. // Экспресс-информация. Сер. Авиастроение. 1982. № 2. С. 23–30.
25. Шаталов В.А., Селетков С.Н., Скребушевский Б.С. Применение ЭВМ в системе управления космическим аппаратом. М.: Машиностроение, 1974. 207 с.
26. Шевченко А.М., Мамедли Э.М., Струков Ю.П. Бортовые вычислительные системы // Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение. М.: ВИНТИ, 1978. Т. 6. С. 5–239.
27. Школин В.Н., Фогилев А.Н. Методы построения космических БЦВМ // Зарубежная радиоэлектроника. 1978. № 3. С. 26–37.
28. Эволюция бортовых ЦВМ для ракетно-космических систем // Экспресс-информация. Сер. Астронавтика и ракетодинамика. 1976. № 35. С. 29–40.
29. Эволюция вычислительных систем космических аппаратов // Техническая информация. (Обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). М.: ЦАГИ, 1980. № 16. С. 7–15.
30. Гуськов Ю.П. Метод дискретной коррекции в задачах программного наведения // Динамика полета и эффективность самолетов. Сб. тр. МАИ. М.: Изд-во МАИ, 1977. Вып. 427. С. 23–27.
31. Казьмин А.И., Менн А.А. Системы моделирования с реальной аппаратурой // Радиоэлектроника в 1980 году. Обзор по материалам иностранной печати. М.: НИИ экономики и информации по радиоэлектронике (НИИ ЭИР), 1981. Т. 1. Вычислительная техника. С. 1–35.
32. Петров Б.Н., Андриенко А.Я., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Проблемы гибкости и надежности управления в теории бортовых терминальных систем // Автоматика и телемеханика. 1981. № 2. С. 15–24.
33. Проблемы навигации и управления при выведении на орбиту транспортного космического аппарата Shuttle // Экспресс-информация. Сер. Астронавтика и ракетодинамика. 1979. № 48. С. 18–45.
34. Салмин В.В. Многошаговые алгоритмы управления движением космических аппаратов // Космич. исследования. 1979. Т. 17. № 6. С. 835–845.
35. Карпачев Ю.А., Корневский Д.Г. Построение χ -функционала инерциальной навигации без счетно-решающего интегрирующего устройства на основе показаний одного интегратора ускорений гироскопического типа // Докл. АН УССР. Сер. А. 1976. № 2. С. 142–144.
36. Карпачев В.А., Корневский Д.Г. Приборная реализация управляющего λ , μ -функционала, не требующая интегрирующего счетно-решающего устройства // Приклад. механика. 1976. Т. 12. № 12. С. 120–122.
37. Карпачев Ю.А., Корневский Д.Г. О рассмотрении управляющего дальностью функционала в косоугольной системе координат // Космич. исследования на Украине. Киев: Наук. думка, 1977. Вып. 10. С. 59–67.

38. Карпачев Ю.А., Корневский Д.Г. ξ , μ -функционал инерциального управления и его построение // Динамика и устойчивость управляемых систем. Киев: Ин-т математики АН УССР, 1977. С. 21–27.
39. Карпачев Ю.А., Корневский Д.Г. Некоторые задачи инерциального управления. Киев: Наук. думка, 1977. 152 с.
40. Карпачев Ю.А., Корневский Д.Г. Об одном функционале инерциального управления // Изв. АН СССР. МТТ. 1978. № 2. С. 78–81.
41. Корневский Д.Г., Карпачев Ю.А. Способы построения функционалов автономного инерциального управления движением, не требующие бортовых интегрирующих счетно-решающих устройств. Препринт № 76. 23. Киев: Ин-т математики АН УССР, 1976. 76 с.
42. Корневский Д.Г. Об одном новом электромеханическом способе инерциального управления пространственным движением летательных объектов // Прикл. механика. 1981. Т. 17. № 3. С. 137–139.
43. Корневский Д.Г. Новые электромеханические способы инерциального наведения баллистических летательных аппаратов по "гибкой" траектории (коррекция по тангажу). Препринт № 38.8. Киев: Ин-т математики АН УССР, 1983. 76 с.
44. Корневский Д.Г. Новые электромеханические способы инерциального давления баллистических летательных аппаратов по "гибкой" траектории (Коррекция по тангажу). II. Оценка управляемости и устойчивости. Препринт № 83.68. Киев: Ин-т математики АН УССР, 1983. 47 с.
45. Корневский Д.Г. Исследование управляемости движения баллистического летательного аппарата в тангажной плоскости на активном участке траектории // Изв. АН СССР. МТТ. 1987. № 3. С. 3–7.
46. Ишлинский А.Ю. Механика гироскопических систем. М.: Изд-во АН СССР. 1963. 482 с.
47. Ишлинский А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. М.: Наука. 1976. 670 с.

Киев

Поступила в редакцию
19.02.1998