

Министерство образования Республики Беларусь
Учреждение образования
«Белорусский государственный университет
информатики и радиоэлектроники»

Кафедра радиотехнических систем

Г.Н. Демидович

СИСТЕМЫ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ
К ПРАКТИЧЕСКИМ ЗАНЯТИЯМ ДЛЯ СТУДЕНТОВ
СПЕЦИАЛЬНОСТИ - 1 39 01 02 «РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ»
ДНЕВНОЙ ФОРМЫ ОБУЧЕНИЯ

В 2-х частях

Часть 1

ОСНОВЫ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ

Минск 2006

УДК 621.396.934 (075)
ББК 32.84 я 73
Д 30

Д 30 **Демидович Г.Н.**

Системы радиопреуправления: Учебно-метод. пособие к практическим занятиям для студ. спец. – I 39 01 02 «Радиоэлектронные системы» дневной формы обуч.: В 2 ч. Ч.1: Основы радиопреуправления / Г.Н. Демидович. – Мн.: БГУИР, 2006. – 50 с.: ил.

ISBN 985–444–908–4

В первой части учебно-методического пособия к практическим занятиям содержатся теоретические сведения в объеме, достаточном для самостоятельного решения задач студентами, изучающими основы радиопреуправления по дисциплине «Системы радиопреуправления», а также задачи по основным разделам дисциплины и методические указания к ним.

УДК 621.396.934 (075)
ББК 32.84 я 73

ISBN 985-444-908-4(ч.1)
ISBN 985-444-909-2

© Демидович Г.Н., 2006
© БГУИР, 2006

Содержание

1.	Методы наведения	
1.1.	Краткие теоретические сведения.....	
1.2.	Построение кинематических траекторий.....	
1.3.	Задачи.....	
2.	Уравнения движения центра масс ЛА	
2.1.	Основные положения динамики и системы координат.....	
2.2.	Полная аэродинамическая сила и ее разложение.....	
2.3.	Управляющая сила	
2.4.	Уравнение движения центра масс ЛА.....	
2.5.	Задачи.....	
3.	Уравнения движения ЛА вокруг центра масс	
3.1.	Уравнение моментов аэродинамических сил.....	
3.2.	Операторные коэффициенты передачи динамического звена «Ракета».....	
3.3.	Задачи.....	
4.	Свободный астатический гироскоп	
4.1.	Действие момента внешних сил.....	
4.2.	Гироскопический момент.....	
4.3.	Задачи.....	
5.	Измерители параметров движений ЛА	
5.1.	Инерциальный акселерометр.....	
5.2.	Гиροизмеритель линейных ускорений.....	
5.3.	Гиροизмеритель угловых положений ЛА.....	
5.4.	Гиροизмеритель угловых скоростей и ускорений.....	
5.5.	Задачи.....	
6.	Системы гиросtabilизации и гируправления	
6.1.	Силовые гиросtabilизаторы.....	
6.2.	Следящий гирупривод и ГСН.....	
6.3.	Задачи.....	
7.	Автопилот	
7.1.	Назначение и принцип работы автопилота.....	
7.2.	Силовой привод рулей ЛА.....	
7.3.	Задачи.....	
8.	Динамическое звено «Автопилот - Ракета»	
8.1.	Задачи.....	
	Литература	

Список сокращений и условных обозначений

- α – угол атаки
 β – угол скольжения
 ϑ – угол кабрирования
 η – угол отклонения траектории
 θ – угол тангажа
 ψ – угол рыскания
ЛА – летательный аппарат
КП – командный пункт
КТР – кинематическая траектория ракеты
КЗ – кинематическое звено
ДЗ – динамическое звено
ГСН – головка самонаведения ракеты
А – антенна
ПУ – пеленгационное устройство
УМ – усилитель мощности
ММ – моментный мотор
ВУ – вычитающее устройство
УПУ – усилительно-преобразовательное устройство
ЭД – электродвигатель
Р – редуктор
ДОС – датчик в цепи обратной связи
ГСП – гиостабилизированная платформа
СГП – следящий гиопривод антенны РЛС
УФК – устройство формирования команд
АП – автопилот ракеты (ЛА)
СПР – сервопривод рулей ракеты (ЛА)
РМ – рулевая машина
ЖОС – жесткая (позиционная) обратная связь
СОС – скоростная обратная связь
ИОС – изодромная обратная связь
АПГ – астатический позиционный гироскоп
ГИС – гиροизмеритель угловых скоростей
ГИУ – гиροизмеритель ускорений
ИИУ – инерциальный измеритель ускорений (акселерометр)
ДЗ «А–Р» – динамическое звено «Автопилот–Ракета»
Сист. РУ – система радиуправления

1. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ

1.1. Краткие теоретические сведения

Траектория движения летательного аппарата (ЛА) – это геометрическое место точек положения центра масс ЛА в выбранной пространственной системе координат, которые он последовательно проходит при выполнении полета.

Различают временные и параметрические программы управления движением ЛА. *Временные* программы задаются в виде функций времени так, чтобы каждая точка траектории была пройдена ЛА в определенный момент времени. *Параметрические* программы управления – это функции пространственных координат, которые не содержат переменную времени. Время для этих функций является параметром.

Известны следующие методы наведения ЛА на неподвижные и движущиеся цели [1, 2, 3]: *прямого наведения; погони; параллельного сближения; пропорционального наведения; накрытия цели и наведения по фиксированным траекториям.* Они по существу являются правилами построения КТР.

Если в наведении ракеты участвует командный пункт (КП), движущийся или неподвижный, то перечисленные методы относят к точечным, в противном случае – к двухточечным методам наведения.

Геометрические соотношения между траекторными параметрами движения цели и ракеты для двухточечного метода наведения приведены на рис.1. Они представлены в полярной системе координат, совмещенной с нормальной гироскопической системой $Ox_G Y_G Z_G$, которая сформирована на борту ракеты. При построении КТР считается, что центр этих систем координат совмещен с центром масс ЛА. В свою очередь гироскопическая система координат в процессе наведения перемещается параллельно нормальной земной системе координат $Ox_G Y_G Z_G$, заданной перед полетом.

Метод прямого наведения состоит в том, чтобы в каждый момент времени продольная ось ракеты направлялась на цель. На практике для реализации этого метода в системе управления ракетой должны измеряться текущие значения угла атаки $\alpha(t)$ и формироваться такие команды управления, поступающие на автопилот ракеты, чтобы все время выполнялось условие $\alpha(t) = 0$. При этом строительная ось ракеты совмещается с вектором скорости и угол упреждения $\beta_y(t) = 0$.

При наведении по *методу погони* вектор скорости ракеты $\vec{V}_p(t)$ в каждый момент времени направляется на цель. Следовательно, угол упреждения $\beta_y(t)$ должен быть равен нулю, что совсем не обязательно для угла атаки $\alpha(t)$, и управление становится менее жестким.

Наведение по *методу параллельного сближения* предполагает выполнение условия идеального упреждения, которое заключается в том, что вектор скорости ракеты $\vec{V}_p(t)$ в каждый момент времени направляется в точку условной встречи с целью.

Точка условной встречи – это точка пересечения лучей, исходящих из центров масс ракеты и цели в направлениях векторов скоростей $\vec{V}_P(t)$ и $\vec{V}_Ц(t)$ в данный момент времени. Координаты этой точки определяются так, чтобы линия визирования $\vec{r}(t)$ в процессе наведения перемещалась параллельно самой себе.

Пропорциональное наведение реализуется в случае выполнении условия, при котором в нормальной невращающейся системе координат, связанной с ракетой, угловая скорость $d\vartheta_P(t)/dt$ поворота вектора скорости ракеты $\vec{V}_P(t)$ остается пропорциональной угловой скорости $d\varphi_Ц(t)/dt$ поворота линии визирования $\vec{r}(t)$, следовательно, можно записать: $d\vartheta_P(t)/dt = A \cdot d\varphi_Ц(t)/dt$. Значение коэффициента пропорциональности A , который получил название навигационной постоянной, лежит в пределах $1 < A < \infty$.

Метод накрытия относится к точечным методам наведения и состоит в том, что ракета в каждый момент времени должна удерживаться в луче, который создается антенной РЛС и направляется на цель. Следовательно, ракета находится на линии положения «КП – цель», а направление ее движения в каждый момент времени зависит от направления луча.

Метод наведения по фиксированным траекториям предполагает удержание ЛА в каждый момент времени на заранее заданной траектории.

1.2. Построение кинематических траекторий

Рассмотрим общий случай наведения ракеты на цель в одной, например вертикальной, плоскости, когда вектор скорости ракеты в каждый момент времени направляется в некоторую упреждающую точку, не лежащую на линии положения «ракета – цель» ($PЦ$). На рис.1 представлены фрагменты траекторий ракеты ($Tr P$) и цели ($Tr Ц$).

Предположим, что в момент начала наблюдения $t_0 = 0$ ракета (P) находилась в точке O . Нормальная не вращающаяся в пространстве гироскопическая система координат $X_G O Y_G$ связана с центром масс ракеты и формируется установленными на ракете гироскопами. Цель находится в точке $Ц$ и видна из точки P под углом $\varphi_Ц(0)$. При условии безошибочного измерения бортовой РЛС ракеты угла $\varphi_Ц(t)$ линия $PЦ$ в системе координат $X_G O Y_G$ представляет собой линию визирования (оптического видения) цели.

Векторы скоростей ракеты \vec{V}_P и цели $\vec{V}_Ц$ направлены по касательным к траекториям в точках P и $Ц$, а угловые положения этих векторов определяются углами кабрирования $\vartheta_P(t)$ и $\vartheta_Ц(t)$, которые в нашем рассмотрении имеют начальные значения $\vartheta_P(t_0) = \vartheta_P(0)$ и $\vartheta_Ц(t_0) = \vartheta_Ц(0)$.

Угол, образованный линией визирования и вектором скорости ракеты $\beta_Y(t) = \varphi_Ц(t) - \vartheta_P(t)$, называется углом упреждения. Длина линии положения (визирования) $PЦ$ в начальный момент времени $r(t_0) = r_0$.

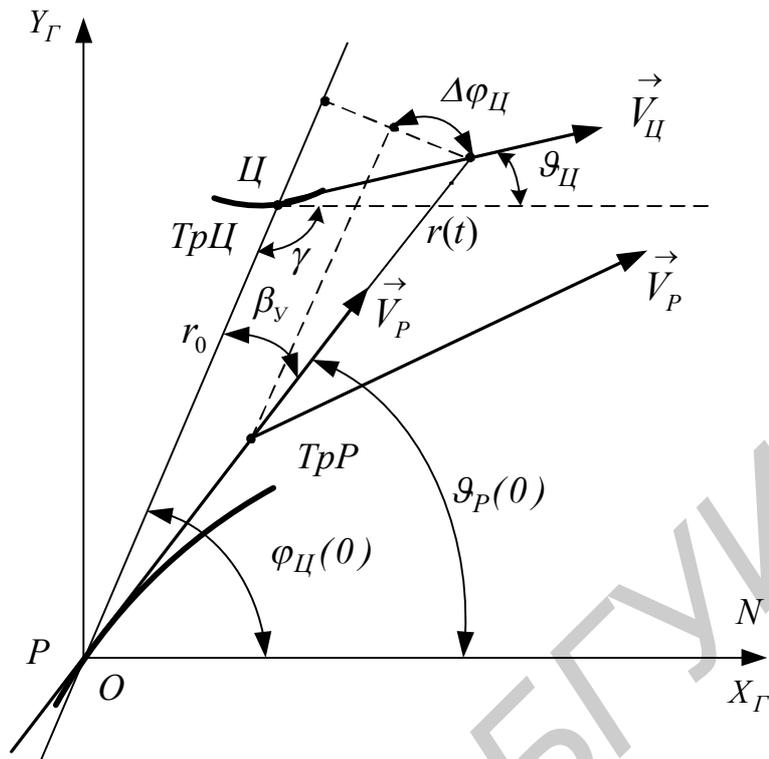


Рис.1. Геометрические соотношения при наведении ракеты на цель

Построение КТР состоит в определении положения центра масс ракеты через интервалы времени Δt вплоть до точки встречи с целью, траектория которой задана в нормальной земной системе координат $X_G O Y_G$.

Метод основан на следующих допущениях: 1. На интервале дискретизации времени $\Delta t = t_{i+1} - t_i$, где $i = 0, 1, 2, \dots$, $\vec{V}_C(t) = const$ и $\vec{V}_P = \vec{V}_P(t_{i+1}) = const$; 2. В течение времени Δt угол $\vartheta_P(t_i) = \vartheta_P(t_{i+1}) = const$; 3. По окончании интервала времени Δt угловое положение линии визирования принимает значение $\varphi_C(t_{i+1}) = \varphi_C(t_i) \pm \Delta\varphi_i$, а угол упреждения $\beta_Y(t_{i+1}) = \beta_Y(t_i) \pm \Delta\beta_i$. Значения $\pm \Delta\varphi_i$ и $\pm \Delta\beta_i$ определяются в результате графического построения и аналитического расчета по алгоритму, который предписывает выбранный метод наведения.

Траектория наведения ракеты по методу погони строится последовательно по точкам начиная с момента t_0 . При этом в каждый последующий момент времени наведения должно выполняться условие $\beta_Y(t) = 0$. Для построения КТР в нормальной системе координат выбирается масштаб, задаётся траектория движения цели и начальные условия: r_0 , $\varphi_C(0)$, $|\vec{V}_P|$ и $|\vec{V}_C|$, $\beta_Y(0) = 0$. Вектор \vec{V}_P направляется на цель по линии визирования. Выбирается число точек построения траектории $N \approx 10 \div 20$. Чем больше N , тем точнее построение. Определяется величина интервала дискретизации времени $\Delta t \approx r_0 / (V_P - V_C \cos(\varphi_C(0) - \vartheta_C(0))) N$. Вычисляется длина пути $\Delta l_C = |\vec{V}_C| \Delta t$, который проходит цель за Δt . От точки пересечения траектории

цели с линией визирования в $t_0 = 0$ отмечается $N - I$ точка последовательного положения цели на траектории через $\Delta l_{Ц}$. Вычисляется длина пути $\Delta l_P = |\vec{V}_P| \Delta t$, который проходит ракета за Δt . Из точки положения ракеты в t_0 на линии визирования цели откладывается отрезок Δl_P , который и представляет собой линейную аппроксимацию участка траектории, пройденного ракетой за Δt_1 . Прямая, соединяющая точку на конце отрезка Δl_P с точкой положения цели по истечении времени Δt_1 , представляет собой линию визирования, по которой в соответствии с методом погони должен быть направлен вектор \vec{V}_P на интервале Δt_2 . Дальнейшие действия по построению траектории ракеты вплоть до точки контакта с целью, когда $r(t) = 0$, аналогичны.

Построение траектории наведения ракеты по методу параллельного сближения (в точку идеального упреждения) отличается от рассмотренного выше тем, что направление \vec{V}_P в точке $t_0 = 0$ определяется углом упреждения $\beta_Y(t_0) = \beta_{Y0}$. Если цель не маневрирует и $|\vec{V}_{Ц}| = const$ при условии, что $|\vec{V}_P| = const$, линия положения должна перемещаться параллельно самой себе вплоть до точки встречи. Для этого необходимо, чтобы проекции векторов \vec{V}_P и $\vec{V}_{Ц}$ на направление, ортогональное линии положения, были равны $|\vec{V}_P| \cdot \sin \beta_Y = |\vec{V}_{Ц}| \cdot \sin \gamma$, где γ – угол между линией положения и вектором $\vec{V}_{Ц}$. Следовательно, угол упреждения $\beta_{Y0} = \arcsin((V_{Ц} / V_P) \cdot \sin \gamma)$ и не изменяется до момента встречи. Графически угол β_{Y0} определяет такое направление \vec{V}_P , при котором конец отрезка $\Delta l_P = |\vec{V}_P| \cdot \Delta t$ будет находиться на линии визирования, переместившейся параллельно самой себе за время Δt_1 .

При составлении уравнений КТР используется параметр $\xi = V_{Ц} / V_P$, который влияет на степень кривизны траектории ракеты. Для горизонтального полёта цели, когда $\vartheta_{Ц} = 0$, дифференциальное уравнение относительного положения цели и ракеты в пространстве $\vec{r}(\varphi_{Ц})$ принимает вид $dr / r = (-ctg \varphi_{Ц} + \xi^{-1} \cos ec \varphi_{Ц}) d\varphi_{Ц}$. В результате интегрирования его левой и правой частей получим общее решение в виде функции $r = F(\varphi_{Ц})$:

$$\ln = -\ln |\sin \varphi_{Ц}| + \ln \xi^{-1} |tg(\varphi_{Ц} / 2)| + \ln C = \ln C |tg(\varphi_{Ц} / 2)|^{\xi^{-1}} / |\sin \varphi_{Ц}|,$$

где постоянная интегрирования $C = r_0 |\sin \varphi_{Ц0}| / |tg(\varphi_{Ц0} / 2)|$, а r_0 и $\varphi_{Ц0}$ – начальные условия наведения.

С учётом начальных условий уравнение траектории как функция $r = F(\varphi_{Ц})$ запишется в виде

$$r(\varphi_{Ц}) = (r_0 |\sin \varphi_{Ц0}| / |tg(\varphi_{Ц0} / 2)|)^{\xi^{-1}} (|tg(\varphi_{Ц} / 2)|^{\xi^{-1}} / |\sin \varphi_{Ц}|).$$

Анализ годографа $\vec{r}(\varphi_{Ц})$ позволяет предъявить технические требования к системе управления и характеристикам объекта управления – ракете. Например, перегрузка, необходимая для удержания ракеты на КТР, определяется как отношение $n = a_{\perp} / g = V_P \cdot \dot{\varphi}_P / g$, где $g \approx 10 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения. Поперечное ускорение можно выразить через радиус ρ_T кривизны траектории и скорость V_P в виде $a_{\perp} = V_P^2 / \rho_T$. Текущий промах ракеты определяется выражением $h_t = \xi^2 \rho_T / 2$.

1.3. Задачи

1. Ракета наводится по методу погони на цель, которая движется прямолинейно на встречном курсе. Полет цели горизонтальный. Начальные условия: вар. а: $r_0 = 5 \text{ км}$, $\varphi_{Ц0} = 60^\circ$, $V_{Ц} = 600 \text{ м/с}$, $V_P = 800 \text{ м/с}$; вар. б: $r_0 = 5 \text{ км}$, $\varphi_{Ц0} = 60^\circ$, $V_{Ц} = 200 \text{ м/с}$, $V_P = 800 \text{ м/с}$. Построить варианты КТР ракеты, определить максимальные поперечные ускорения, сравнить максимальные перегрузки в случае медленных и быстрых целей.

2. Ракета наводится на цель по методу погони на встречном курсе. Полет цели прямолинейный, параллельный оси нормальной гироскопической системы координат, связанной с ракетой. Начальные условия наведения: $r_0 = 6 \text{ км}$, $\varphi_{Ц0} = 60^\circ$, $V_P = 500 \text{ м/с}$, $V_{Ц} = 800 \text{ м/с}$. Произвести расчет и построить годограф вектора положения ракеты относительно цели, используя уравнение $\vec{r}(\varphi_P)$ в полярной системе координат, связанной с целью: $r(\varphi) = C |tg \varphi_P / 2|^2 / |\sin \varphi_P|$, где $C = r_0 \sin \varphi_{P0} / |tg \varphi_{P0} / 2|^2$. В том же масштабе, но в декартовой системе координат, связанной с точкой начального положения ракеты, построить КТР. Сравнить годограф и КТР. Определить графоаналитическим методом максимальную перегрузку ракеты. На чертеже указать положение скоростной системы координат ракеты относительно нормальной гироскопической в начальный момент времени и в момент контакта с целью.

3. Построить траекторию ракеты при наведении на цель по методу параллельного сближения. Цель движется прямолинейно на встречно–пересекающемся курсе. Определить угол упреждения β_Y и время условной встречи t_B при следующих начальных условиях: $h_{Ц0} = 10 \text{ км}$, $V_P = 250 \text{ м/с}$, $V_{Ц} = 750 \text{ м/с}$, $r_{Ц0} = 20 \text{ км}$.

4. Цель движется в горизонтальной плоскости по дуге окружности радиусом $r_{Ц0} = 10 \text{ км}$ с центром в точке местоположения ракеты в момент t_0 . Скорости цели $V_P = 600 \text{ м/с}$, скорость ракеты на догонном курсе $V_P = 900 \text{ м/с}$, начальный угол упреждения $\beta_{Y0} = 0,2 \text{ рад}$. Построить КТР по методу пропорционального наведения с навигационной постоянной $A = 2$. Определить перегрузку ракеты, если угловая скорость цели, измеренная в гироскопической

системе координат ракеты, в некоторый момент времени примет значение $d\varphi_{Ц} / dt = 0,05 \text{ рад} / \text{с}$, сравнить ее с перегрузкой цели.

5. При наведении ракеты на цель по методу погони отклонение цели от равносигнального направления антенны РЛС ракеты за $\Delta t = t - t_0 = 0,1 \text{ с}$ составило величину $\Delta\varphi = 0,005 \text{ рад}$. Угловая скорость вектора скорости цели $\dot{\vartheta}_{Ц} = 0,1 \text{ рад} / \text{с}$, величина $\varphi_{Ц0} - \vartheta_{Ц} \leq 0,3 \text{ рад}$. Определить скорость ракеты, если кинематическое звено имеет следующие параметры: $r_0 = 1 \text{ км}$, $V_{Ц} = 500 \text{ м} / \text{с}$, $\dot{\vartheta}_P = 0,1 \text{ рад} / \text{с}$.

6. Цель движется по прямолинейной траектории со скоростью $V_{Ц} = 300 \text{ м} / \text{с}$, начальные условия наведения: $r_{Ц0} = 10 \text{ км}$, $\varphi_{Ц0} = 30^\circ$, $\beta_{Y0} = 11,4^\circ$. Изобразить одну из возможных прямолинейных траекторий наведения, рассчитать требуемую скорость ракеты и значение навигационной постоянной A . Построить КТР по методу пропорционального сближения с рассчитанной скоростью и $A = 2$. Сравнить максимальные перегрузки ракеты в том и другом случаях.

7. При наведении ракеты по методу пропорционального сближения на догонном курсе при $\beta_Y(t) = 0$ цель резко меняет курс, совершая маневр в горизонтальной плоскости за счет максимального отклонения рулей. Величина перегрузки цели $n_{Ц} = 5$, скорость цели $V_{Ц} = 500 \text{ м} / \text{с}$, скорость ракеты $V_P = 1000 \text{ м} / \text{с}$. В момент начала маневра цели расстояние до ракеты равно радиусу кривизны траектории цели при совершении маневра. Построить КТР, если навигационная постоянная $A = 2$, определить максимальную перегрузку ракеты.

8. Ракета наводится по лучу в вертикальной плоскости по методу накрытия. Полет цели горизонтальный со скоростью $V_{Ц} = 400 \text{ м} / \text{с}$. Скорость ракеты на встречном курсе $V_P = 800 \text{ м} / \text{с}$, начальные условия наведения: $r_0 = 8 \text{ км}$; $\varphi_{Ц0} = 60^\circ$. Построить КТР ракеты, записав выражение $\text{tg}\theta_{Л} = F(V_{Ц}, t, r_0)$, найти значение максимальной угловой скорости луча и определить величину максимальной перегрузки ракеты.

9. Ракета наводится на цель по лучу в вертикальной плоскости на встречном курсе с подвижного КП. Цель летит горизонтально, не маневрирует. Движение КП относительно цели осуществляется по траектории параллельного сближения. Построить КТР ракеты при следующих начальных условиях: $V_P = 900 \text{ м} / \text{с}$, $V_{Ц} = 400 \text{ м} / \text{с}$, $V_{КП} = 200 \text{ м} / \text{с}$, $\varphi_{Ц0} = 30^\circ$, $r_{Ц0} = 10 \text{ км}$. Определить максимальную перегрузку ракеты, угловое положение траектории КП и время условной встречи КП с целью.

10. Система самонаведения реализует метод пропорционального сближения с целью при $A = 5$ на догонном курсе. В момент t_0 цель совершает маневр, в результате которого угловая скорость поворота ее вектора скорости $\dot{\vartheta}_{Ц}$ практически скачком возрастает на 10% . На входе радиолокатора

появляется угловое рассогласование $\Delta\varphi_{Ц}(t)$. Определить его величину за время $\Delta t = 0,1 \text{ с}$, если время регулирования в контуре управления $T_P = 1,5 \text{ с}$, угловая скорость поворота вектора скорости ракеты $\dot{\vartheta}_P = 0,125 \text{ рад/с}$, скорость цели $V_P = 500 \text{ м/с}$, скорость ракеты $V_P = 800 \text{ м/с}$, расстояние до цели $r_{Ц0} = 1 \text{ км}$. Сделать чертеж фрагмента траекторий и определить величины поперечных ускорений цели и ракеты.

2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛА

2.1. Основные положения динамики и системы координат

Любое макроскопическое тело массой m , движущееся со скоростью \vec{V} , обладает количеством движения $m \cdot \vec{V}$. Закон инерции (1-й закон Ньютона) утверждает, что если на материальную точку с массой m не действуют никакие силы или их действие взаимно уравновешенно, она имеет постоянную по модулю и направлению скорость. Такое движение называется инерциальным.

Основной закон динамики (2-й закон Ньютона) утверждает, что производная по времени от количества движения материальной точки равна действующей на нее силе $d(m \cdot \vec{V}) / dt = \vec{F}$. Следовательно, если во время действия силы \vec{F} масса тела $m = \text{const}$, то произведение $m \cdot \vec{a} = \vec{F}$, где $d\vec{V} / dt = \vec{a}$ – ускорение материальной точки.

Закон равенства действия и противодействия (3-й закон Ньютона) позволяет ввести понятие силы \vec{F} следующим образом. Если тело A испытывает со стороны тела B действие, которое оценивается силой $\vec{F}_B = m_A d\vec{V}_A$, то само тело B будет испытывать со стороны тела A действие с силой $\vec{F}_A = m_B d\vec{V}_B$ при этом должно выполняться равенство $\vec{F}_B = -\vec{F}_A$. Действие сил \vec{F}_A и \vec{F}_B происходит по прямой, соединяющей точки A и B , но в противоположных направлениях. Это позволяет заменить рассмотрение действия n тел на изучаемое тело действием n сил.

Согласно закону независимости действия сил можно записать:

$$\vec{a}_i = \frac{\vec{F}_i}{m}, \quad \vec{a}_\Sigma = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^n \vec{F}_i, \quad \vec{F}_\Sigma = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i.$$

2.2. Полная аэродинамическая сила и её разложение

Полная аэродинамическая сила \vec{A} характеризует действие воздушного потока на движущийся в нем ЛА со скоростью V . Она является результирующей всех сил аэродинамического взаимодействия ЛА с потоком и прикладывается к ЛА в точке A , называемой центром аэродинамического давления (рис. 2 а, в), который может не совпадать с центром масс. Величина и направление силы \vec{A} зависят от аэродинамической конструкции ЛА, характеристик атмосферы и воздушной скорости движения ЛА.

Величина и направление полной аэродинамической силы определяется из выражения $\vec{A} = \vec{c} P S_{\odot}$, где $\vec{c} = \vec{c}_X + \vec{c}_Y + \vec{c}_Z$ – векторный коэффициент разложения силы \vec{A} по осям скоростной системы координат, S_{\odot} – эквивалентная площадь поверхности сопротивления ЛА воздушному потоку, $P = 0,5 \rho V^2$ – скоростной напор воздуха, ρ – плотность воздуха, V – скорость набегающего воздушного потока (воздушная скорость ЛА).

Для расчета величин \vec{A}_{YZ} и \vec{A}_{XZ} , составляющих разложение полной аэродинамической силы \vec{A} , которые действуют в вертикальной и горизонтальной плоскостях скоростной системы координат, используются выражения

$$|A_{YZ}| = \sqrt{A_Y^2 + A_Z^2} \quad \text{и} \quad |A_{XZ}| = \sqrt{A_X^2 + A_Z^2},$$

где $\vec{A}_X = \vec{c}_X A$, $\vec{A}_Y = \vec{c}_Y A$, $\vec{A}_Z = \vec{c}_Z A$, $A = P S_{\odot}$.

Так как сила лобового сопротивления \vec{A}_X направлена встречно вектору скорости \vec{V} , она не может участвовать в создании поперечного ускорения, т.е. участвовать в изменении направления \vec{V} , а следовательно, и в управлении движением центра масс ЛА по криволинейным траекториям. Две другие силы \vec{A}_Z и \vec{A}_Y взаимно ортогональны, ортогональны вектору скорости и являются управляющими. Их величины зависят от угла атаки α и угла скольжения β , которые определяют угловое положение корпуса ЛА относительно вектора скорости воздушного потока. Соотношения между величинами составляющих $\vec{c}_X, \vec{c}_Y, \vec{c}_Z$ векторного коэффициента \vec{c} при прочих равных условиях определяются аэродинамическими свойствами конструкции ЛА и находятся экспериментальным путем.

2.3. Управляющая сила

Управление полётом ЛА осуществляется путем изменения величины и направления скорости \vec{V} , за счет действия сил тяги (\vec{T}), тяжести (\vec{G}) и аэродинамического сопротивления (\vec{A}). В результате действия этих сил возникают: продольное ускорение в плоскости $Y_V O X_V$ и поперечное ускорение в плоскости $Z_V O X_V$.

На рис. 2, а изображены векторы действующих сил при прямолинейном полете ракеты в горизонтальной плоскости $X_G O Z_G$ с углом скольжения $\beta = 0$. Управляющая сила направлена вдоль линии движения и определяется в скоростной системе координат выражениями $\vec{F}_X^Y = \vec{T}_X + \vec{A}_X$, $|\vec{F}_X^Y| = |\vec{T} - \vec{A}|$. Она создаёт продольное ускорение ракеты $\vec{a}_X = \vec{F}_X^Y / m$ по координате $O X_V$, и вектор скорости \vec{V} не изменяет своего направления.

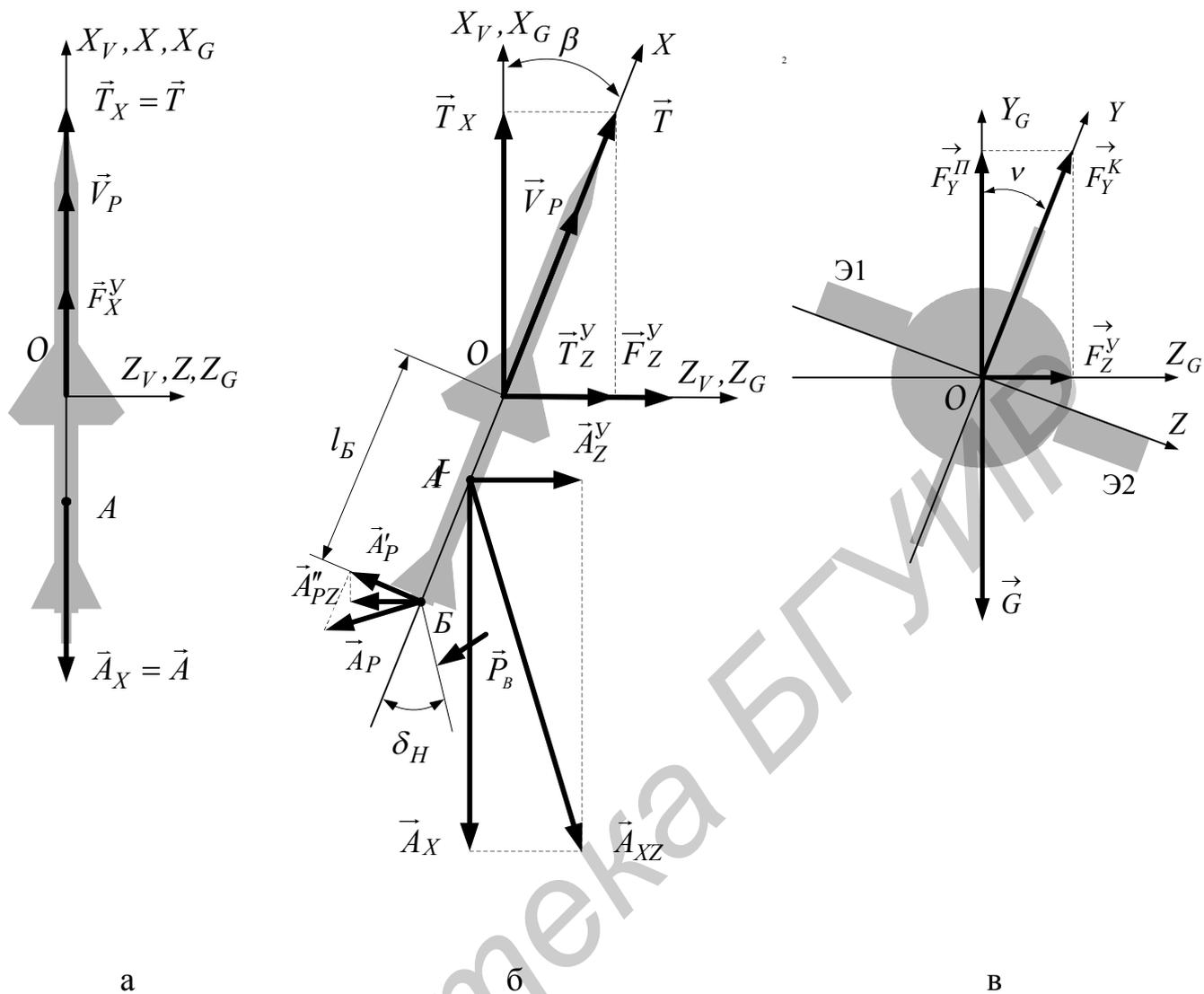


Рис. 2. Силы, действующие на ракету в горизонтальной плоскости (а, б) и при крене (в)

На рис. 2, б представлен случай, когда строительная ось OX ракеты оказалась повернутой относительно \vec{V} на угол β .

Быстрый поворот строительной оси ракеты вокруг центра масс может быть вызван отклонением руля направления на угол δ_H или аэродинамическим возмущением со стороны внешней среды. Например, за счет составляющей воздушного давления \vec{P}_B на плоскость отклоненного руля возникла аэродинамическая сила руля \vec{A}_P , приложенная в точке B его крепления к корпусу ракеты (см. рис. 2, б). Проекция этой силы на ось OZ связанной системы координат $A'_P = A_P \cos \delta_H$ создаёт вращающий момент относительно центра масс ракеты $M_Y^\delta = A'_P l_P$, где l_P – расстояние от точки закрепления руля до центра масс O . В результате действия этого момента ось ракеты быстро поворачивается на угол скольжения β относительно направления вектора

скорости, который мгновенно (также быстро) свое направление изменить не может.

Поворот связанной системы координат относительно скоростной приводит к разложению действующих сил на составляющие в скоростной системе координат. Они прикладываются к центру масс и создают боковую управляющую силу, модуль которой $|\vec{F}_Z^Y| = |\vec{T}_Z^Y| + |\vec{A}_Z^Y| - |\vec{A}_{PZ}''|$, и поперечное ускорение ракеты $\vec{a}_Z = \vec{F}_Z^Y / m$. Одной из составляющих является сила сопротивления руля $|\vec{A}_{PZ}''| = A'_P \cos \beta$, которая действует в отрицательном направлении оси OZ_V . В положительном направлении действуют составляющая разложения силы тяги $|\vec{T}_Z^Y| = |\vec{T}| \sin \beta$ и составляющая разложения полной аэродинамической силы $\vec{A}_Z^Y = \vec{c}_Z A$. При этом $A = 0,5 \rho S_{\odot} V^2$, где ρ – плотность воздуха, S_{\odot} – эквивалентная площадь сопротивления набегающему воздушному потоку со стороны ракеты.

Отклонение руля высоты на угол δ_B приводит к появлению угла атаки α . Разложение сил, вызванное поворотом строительной оси ЛА относительно вектора скорости в вертикальной плоскости $OX_V Y_V$, порождает управляющую силу \vec{F}_Y^V , которая создает ускорение \vec{a}_Y . С учетом того, что в вертикальной плоскости к центру масс ракеты приложена сила тяжести \vec{G} , выражение для модуля управляющей силы можно записать в виде $|\vec{F}_Y^V| = |\vec{T}_Y^V| + |\vec{A}_Y^V| - |\vec{A}_{PY}''| - |\vec{G}|$.

При развороте ракеты в двух плоскостях одновременно ее полное поперечное ускорение $\vec{a}_{XZ} = (\vec{F}_Z^Y / m + \vec{F}_Y^V / m) = \vec{a}_Z + \vec{a}_Y$.

Если при управлении крестокрылой ракетой приняты меры по стабилизации угла крена $\nu = 0$, то составляющие полного ускорения \vec{a}_Z и \vec{a}_Y взаимно не зависимы и создаются не связанными друг с другом ортогональными каналами управления. Такое управление получило название декартова рулевого управления.

У плоскокрылых ЛА эффективность рулей δ_H недостаточна, чтобы создать требуемую боковую составляющую управляющей силы \vec{F}_Z^Y . Поэтому для разворота таких ЛА в горизонтальной плоскости существенно увеличивают силу \vec{F}_Z^Y путём разложения подъёмной силы крыльев \vec{F}_Y^K за счёт крена ЛА, т.е. поворота в плоскости $OY_G Z_G$ вокруг оси OX_G на угол ν (см. рис. 2, в). При этом возникает управляющая сила $\vec{F}_Z^Y = \vec{F}_Y^K \cdot \sin \nu$, а подъёмная сила становится меньше подъёмной силы крыльев, $\vec{F}_Y^{\Pi} = \vec{F}_Y^K \cdot \cos \nu$. Если \vec{F}_Y^{Π} не полностью компенсирует силу тяжести \vec{G} , ЛА начинает терять высоту. Для предотвращения потери высоты («сваливания») с траектории горизонтального полета следует увеличивать угол атаки путем поворота рулей высоты на угол δ_0 , что создает дополнительно составляющую угла атаки α_0 и, как следствие, – увеличение подъёмной силы до величины $\vec{F}_Y^{\Pi} = \vec{G}$.

Если не приняты специальные меры, то поворот ЛА при крене под действием \vec{F}_Z^y осуществляется с $\beta \neq 0$. Это увеличивает лобовое сопротивление, и ЛА теряет скорость. Для сохранения скорости разворот производят с нулевым углом скольжения $\beta = 0$, что обеспечивается соответствующим отклонением рулей направления. Такой разворот плоскокрылого ЛА получил название координированного.

2.4. Уравнение движения центра масс ЛА

При небольших углах скольжения $\beta \leq 15 \dots 20^\circ$ и скорости ракеты $V > 365 \text{ м/с}$ ортогональные вектору \vec{V} составляющие разложения полной аэродинамической силы в горизонтальной и вертикальной плоскостях оказываются пропорциональными углам скольжения β , и α .

Например, в горизонтальной плоскости $A_Z^y = k_Z \beta$. Коэффициент пропорциональности $k_Z \approx A \left| \partial c_Z / \partial \beta \right|_{\beta \rightarrow 0}$, где \vec{c}_Z – аэродинамический коэффициент боковой силы. На практике для модулей управляющих сил выполняются условия $\vec{A}_{PZ}'' \ll \vec{T}_Z^y$ и $\vec{A}_{PZ}'' \ll \vec{A}_Z^y$. Поэтому величины управляющей силы \vec{F}_Z^y и ускорения $\vec{V}_P \cdot \dot{\eta} = \vec{a}_Z$ будут удовлетворять дифференциальному уравнению $\vec{F}_Z^y = m_P \cdot \vec{a}_Z = m_P \cdot \vec{V}_P \cdot \dot{\eta} = \vec{A}_Z^y + \vec{T}_Z^y$ и $|\vec{F}_Z^y| = k_Z \cdot \beta + T \cdot \sin \beta \approx (k + T) \cdot \beta$, где $\sin \beta \approx \beta$ при $\beta \leq 15 \dots 20^\circ$.

В операторной форме это дифференциальное уравнение принимает вид $m_P V_P p \eta(t) = (k + T) \beta(t)$. Из него нетрудно получить операторный коэффициент передачи $W_{\beta \eta}(p) = \eta(t) / \beta(t) = (k + T) / (p m_P V_P) = 1 / p T_\eta$ кинематического звена, который описывает интегродифференциальные связи между траекторными параметрами движения центра масс ракеты – углом отклонения траектории $\eta(t)$ и углом скольжения $\beta(t)$. Выражение $T_\eta = m_P V_P / (k + T)$ позволяет рассчитать постоянную времени разворота ракеты в горизонтальной плоскости T_η . Структурная схема этого кинематического звена в составе схемы ДЗ «Ракета» приведена на рис. 3 б.

2.5. Задачи

Во всех задачах данного раздела плотность воздуха принимается равной $\rho = 1,3 \text{ кг/м}^3$, а ускорение свободного падения $g = 10 \text{ м/с}^2$.

1. Четвертая часть полного ускорения ракеты в направлении подъемной силы создано за счет силы тяги двигателя. Три четверти – за счет составляющей разложения полной аэродинамической силы. Определить величину тяги двигателя, необходимую скорость ракеты для компенсации силы тяжести и величину продольного ускорения. Исходные данные: угол атаки $\alpha = 11,4^\circ$; углы кабрирования скольжения и крена $\vartheta = \beta = \nu = 0$; сила лобового

сопротивления $A_X = c_X A$, где $c_X = 0,95$; масса ракеты $m = 500 \text{ кг}$; эквивалентная площадь сопротивления ракеты встречному воздушному потоку $S_{\text{Э}} = 0,2 \text{ м}^2$. Сделать чертеж, изобразить фрагмент траектории ракеты.

2. Зависимость векторного коэффициента подъемной силы для данной ракеты определяется выражением $c_Y(\alpha, M) = \alpha M + 3\alpha^2 M^3$, где M – число Маха. Определить величину силы тяги двигателя и составляющей подъемной силы, созданной силой аэродинамического давления A на ракету, летящую горизонтально с углом атаки α . Исходные данные: $\alpha = 5,7^\circ$; $V_p = 730 \text{ м/с}$; $A = 10^4 \text{ Н}$, $m_p = 10^3 \text{ кг}$, $\beta = \nu = 0$.

3. Известна величина составляющей силы A_Y , созданной силой аэродинамического давления. Определить величину силы тяги, которая необходима для набора высоты под углом тангажа θ с постоянной скоростью, а также силу лобового сопротивления и массу ракеты, если известны величины: $A_Y = 4 \cdot 10^3 \text{ Н}$; $\theta = 30^\circ$; $c_Y = 0,2$; $c_X = 0,8$. Сделать чертеж.

4. Ракета, являясь нейтральной, совершает горизонтальный полет с постоянной скоростью V_p . Известны: масса ракеты $m_p = 5 \cdot 10^3 \text{ кг}$, сила тяги $T = 10^3 \text{ Н}$, угол атаки $\alpha = 5,7^\circ$, угол скольжения $\beta = 0$, эквивалентная площадь сопротивления ракеты воздушному потоку $S_{\text{Э}} = 0,5 \text{ м}^2$; производные векторных коэффициентов: подъемной силы по углу атаки $\partial c_Y / \partial \alpha = 0,1 \text{ рад}^{-1}$, силы лобового сопротивления по углу атаки $\partial c_X / \partial \alpha = 0,9 \text{ рад}^{-1}$, боковой силы по углу скольжения $\partial c_Z / \partial \beta = 0,1 \text{ рад}^{-1}$.

Определить: скорость, необходимую для предотвращения «сваливания» ракеты с траектории горизонтального полета; силу лобового сопротивления; величину и направление полной аэродинамической силы. При этом составляющими сил, действующими со стороны рулей, можно пренебречь. Сделать чертеж.

5. За счет отклонения рулей высоты ЛА разворачивается и по окончании переходного процесса совершает набор высоты под углом тангажа $\theta_p = 30^\circ$ при нейтральном положении рулей. Определить скорость ЛА при неизменной силе тяги, если известны: масса $m = 10^4 \text{ кг}$; тяга двигателей $T_D = 2 \text{ мг}$, где эквивалентная площадь сопротивления ЛА воздушному потоку $S_{\text{Э}} = 1,54 \text{ м}^2$.

6. Летательный аппарат совершает набор высоты с постоянной скоростью под углом тангажа $\theta = 45^\circ$ с углом атаки $\alpha = 5,7^\circ$, углы $\beta = \nu = 0$. Определить значение производной коэффициента разложения полной аэродинамической силы в вертикальной плоскости \dot{c}_Y^α , если известно, что масса ЛА $m = 10 \cdot 10^3 \text{ кг}$, сила тяги двигателей $T_D = 2 \text{ мг}$, производная $\dot{c}_X^\alpha = 4 \text{ рад}^{-1}$.

7. Определить величины и направления составляющих полной аэродинамической силы, созданных отклонением руля направления на угол $\delta_p = 5,7^\circ$, если известно, что скорость ЛА $V = 500 \text{ м/с}$, угол скольжения

$\beta = 11,4^{\circ}$, площадь поверхности рулей $S_p = 0,5\text{ м}^2$, эквивалентная площадь сопротивления ракеты воздушному потоку $S_{\text{Э}} = 1\text{ м}^2$, производная коэффициента разложения боковой силы $\dot{c}_Z^{\beta} = 4$.

8. Летательный аппарат совершает горизонтальный полет. Масса ЛА $m = 10 \cdot 10^3 \text{ кг}$, плотность воздуха на высоте 3 км $\rho_B = 1,0 \text{ кг/м}^3$, угол атаки $\alpha = 5,7^{\circ}$, угол скольжения $\beta = 0$, эквивалентная площадь сопротивления ЛА воздушному потоку $S_{\text{Э}} = 10\text{ м}^2$. Производные векторных коэффициентов подъемной силы и силы лобового сопротивления по углу атаки имеют величины $\dot{c}_Y = 0,5 \text{ рад}^{-1}$, $\dot{c}_X = 5 \text{ рад}^{-1}$. Определить скорость ЛА, необходимую для предотвращения «сваливания» ЛА с траектории горизонтального полета, и тягу двигателя.

9. Определить величины и направления составляющих полного поперечного ускорения ракеты, которые создаются за счет силы тяги двигателей и давления набегающего воздушного потока на руль. Исходные данные: угол скольжения $\beta = 5,7^{\circ}$, тяга двигателя $T_D = 8 \text{ тг}$, масса ЛА $m = 10^3 \text{ кг}$, скорость ракеты $V_P = 800 \text{ м/с}$, плотность воздуха на высоте 3 км $\rho = \text{кг/м}^3$, площадь поверхности рулей направления $0,1\text{ м}^2$, угол отклонения рулей $0,2 \text{ рад}$.

10. Определить величину поперечного ускорения и приращение угла поворота вектора скорости ЛА за время $\Delta t = 1 \text{ с}$, если угол скольжения $\beta = 5,7^{\circ}$. Известны: $m = 10^3 \text{ кг}$, производная векторного коэффициента разложения боковой силы $\partial c_Z / \partial \beta = 0,1 \text{ рад}^{-1}$, угол скольжения $\beta = 0,1 \text{ рад}$, эквивалентная площадь сопротивления воздушному потоку $S_{\text{Э}} = 4\text{ м}^2$, тяга двигателя $T_D = 2 \text{ тг}$, скорость ракеты $V_P = 800 \text{ м/с}$.

3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЛА ВОКРУГ ЦЕНТРА МАСС

3.1. Уравнение моментов аэродинамических сил

Движение атмосферных ЛА вокруг центра масс (угловые движения) обусловлены действием аэродинамических сил, которые приложены к его корпусу и направлены по линиям, не проходящим через центр масс ЛА. Кратчайшее расстояние между точкой приложения каждой из сил, создающих момент, и центром масс образует плечо силы в связанной системе координат. К таким силам относятся: аэродинамические силы, прикладываемые со стороны рулей; составляющие разложения полной аэродинамической силы; силы трения о воздух, обусловленные вращением ракеты вокруг осей OX, OY, OZ .

Векторная сумма моментов образует главный момент аэродинамических сил \vec{M}^A . Если он положительный, то ЛА совершает разворот, наблюдаемый с конца вектора \vec{M}^A , вокруг центра масс, против часовой стрелки в плоскости, ортогональной \vec{M}^A . Математически главный момент определяется выражением

$$\vec{M}^A = \vec{m} \cdot P \cdot S_{\text{Э}} \cdot l = \vec{M}_X^A + \vec{M}_Y^A + \vec{M}_Z^A,$$

где \vec{m} – векторный коэффициент главного момента, P – скоростной напор потока воздуха, $S_{\text{Э}}$ – эквивалентная площадь сопротивления ЛА воздушному потоку, l – характерный размер ракеты, который представляет собой расстояние между центром масс O и точкой A приложения полной аэродинамической силы.

Векторный коэффициент $\vec{m} = F(\alpha, \beta, \nu, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, \delta_B, \delta_H, \delta_{\text{Э}})$ является нелинейной функцией углов: атаки – α , скольжения – β , крена – ν ; угловых скоростей разворота корпуса ЛА – $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$; углов поворота рулей – $\delta_B, \delta_H, \delta_{\text{Э}}$.

Для сверхзвуковых крестокрылых ракет с декартовым рулевым управлением при малых углах α, β, δ ($15 \dots 20^\circ$), $\nu = 0$ функция $\vec{m} = F(\cdot)$ может быть линеаризована. Следовательно, проекции составляющих вектора \vec{m} на оси связанной системы координат представляются в виде чисел, которые называются коэффициентами разложения главного момента \vec{M}^A .

Коэффициенты m_Z^α, m_Y^β статических моментов определяют продольную и боковую устойчивость ракеты при отличных от нуля углах атаки и скольжения. Здесь под устойчивостью ракеты понимается её способность возвращаться на траекторию прямолинейного движения при установке рулей в нейтральное положение. Коэффициенты $m_X^\omega, m_Y^\omega, m_Z^\omega$ характеризуют демпфирование (заглушение) колебаний углов атаки α и скольжения β из-за трения о воздух. Коэффициенты $m_X^\delta, m_Y^\delta, m_Z^\delta$ позволяют оценить эффективность соответствующих рулей, которая тем выше, чем больше величина активного вращающего момента, создаваемого рулём при его отклонении на определённый угол.

Влияние атмосферы на угловые движения ракеты можно представить как действие некоторого результирующего, случайного, возмущающего момента $\vec{M}^B = \vec{M}_X^B + \vec{M}_Y^B + \vec{M}_Z^B$, который суммируется с активным вращающим моментом.

С учётом линеаризации $\vec{m} = F(\cdot)$ уравнения для модулей моментов сил, действующих на ракету по осям связанной системы координат $OXYZ$, примут следующий вид:

$$M_X^A = J_X \dot{\omega}_X = M_X^\delta + M_X^\beta - M_X^D,$$

$$M_Y^A = J_Y \dot{\omega}_Y = M_Y^\delta + M_Y^\beta - M_Y^D - M_Y^C,$$

$$M_Z^A = J_Z \dot{\omega}_Z = M_Z^\delta + M_Z^\beta - M_Z^D - M_Z^C,$$

где $M_X^\delta, M_Y^\delta, M_Z^\delta$ – активные вращающие моменты, M_X^D, M_Y^D, M_Z^D – демпфирующие моменты, M_Y^C, M_Z^C – статические моменты.

В этих уравнениях осевые моменты инерции ракеты J_X, J_Y, J_Z являются коэффициентами пропорциональности между моментами результирующих сил и созданных ими угловыми ускорениями $\dot{\omega}_X = \ddot{\nu}$; $\dot{\omega}_Y = \ddot{\psi}$; $\dot{\omega}_Z = \ddot{\theta}$.

3.2. Операторные коэффициенты передачи ДЗ «Ракета»

На рис. 3, а представлены аэродинамические силы, вращающие моменты которых поворачивают ракету в горизонтальной плоскости. Активный вращающий момент $M_Y^\delta = 0,5 \rho V^2 S_P \sin \delta_H \cos \delta_H l_B = A_P \cos \delta_H l_B = m_Y^\delta \delta_H$ создан рулем направления и лежит на оси OY .

Величина коэффициента пропорциональности m_Y^δ при $\delta_H \leq 15...20^\circ$ зависит от площади поверхности рулей S_P , аэродинамического давления воздушного потока $P = 0,5 \rho V_P^2$ и расстояния l_B от точки закрепления руля до центра масс ракеты.

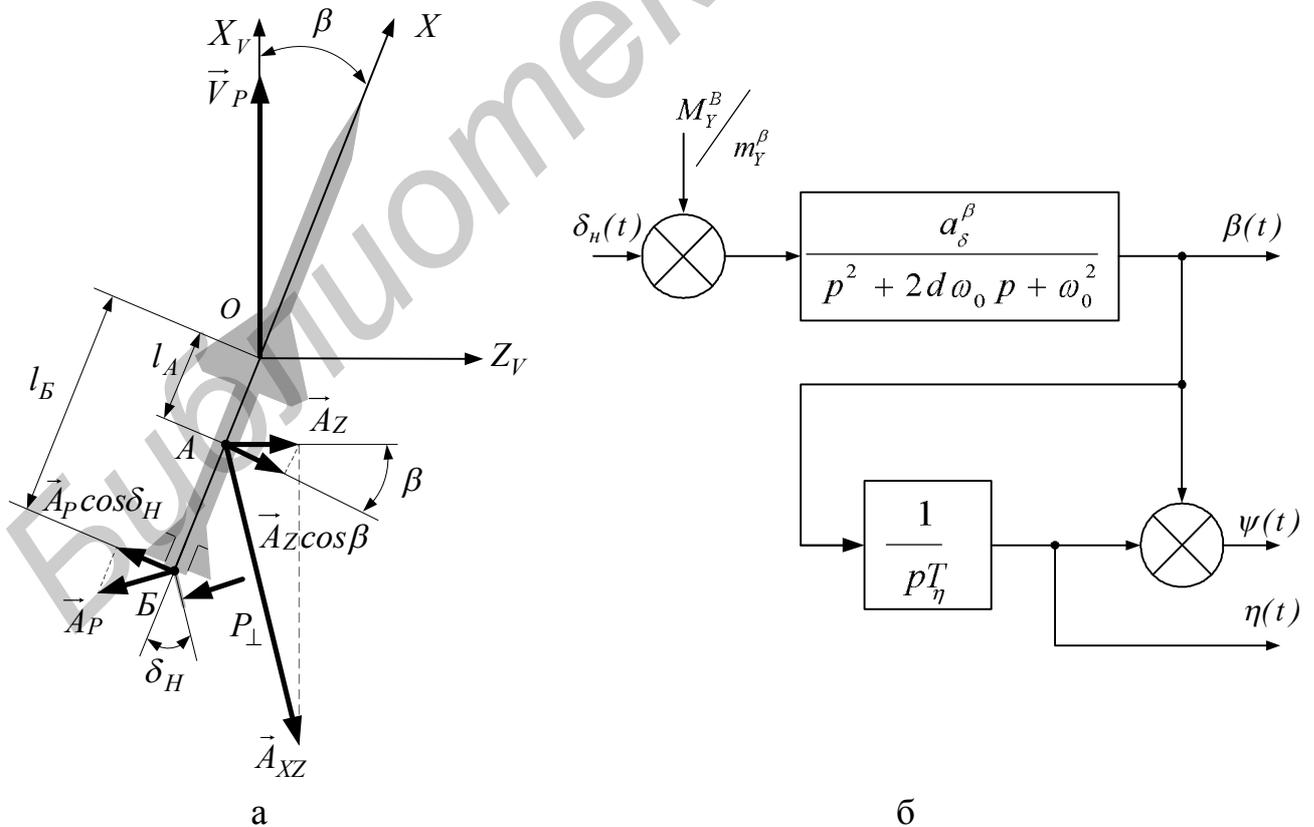


Рис. 3. Моменты сил, действующих на ракету (а), структурная схема ДЗ «Ракета» (б)

Постоянные времени поворота ракеты вокруг осей связанной системы координат под действием моментов аэродинамических сил пренебрежимо малы по сравнению с постоянными времени разворота в пространстве вектора скорости центра масс ракеты, в данном случае T_η . Поэтому запаздыванием реакции ракеты на быстрый поворот руля можно пренебречь.

При повороте ракеты вокруг оси OY действует демпфирующий момент $M_Y^D = m_Y^\omega \dot{\psi}$, вызванный силами трения корпуса ракеты о воздух. Он противодействует повороту корпуса и пропорционален угловой скорости «рыскания» ракеты $\omega_Y = \dot{\psi}$ с коэффициентом пропорциональности m_Y^ω , величина которого определяется плотностью воздуха, аэродинамическими свойствами корпуса ракеты и её скоростью.

Кроме указанных моментов при повороте продольной оси ракеты относительно вектора скорости возникает статический момент M_Y^C за счёт действия составляющей $\vec{A}_Z \cos \beta$ разложения аэродинамической силы \vec{A}_{XZ} (рис. 3), плечом которой является отрезок l_A .

Если точка приложения силы \vec{A}_{XZ} лежит за центром масс O , то статический момент направлен встречно активному вращающему моменту и противодействует развороту ракеты. В противном случае направления этих моментов совпадают, и ракета является аэродинамически неустойчивой. Такая ракета может удерживаться на траектории только благодаря наличию контуров стабилизации в системе управления. Если $l_X = 0$, то ракета является аэродинамически нейтральной.

Величину статического момента $M_Y^C = m_Y^\beta \beta$ можно считать пропорциональной углу β в пределах значений $0^\circ < \beta \leq 15^\circ$ с коэффициентом пропорциональности m_Y^β , величина которого зависит от аэродинамических свойств ракеты (\vec{C}_Y, \vec{C}_Z), её скорости $|\vec{V}_P|$ и характерного размера l_X .

В соответствии с законами вращательного движения поворот ракеты вокруг оси OY с постоянной угловой скоростью $\dot{\psi} = \omega_Y = const$, в частности $\omega_Y = 0$, будет наблюдаться в том случае, если алгебраическая сумма моментов всех сил, действующих на нее, окажется уравновешенной моментом её сопротивления $M_Y^A = J_Y \ddot{\psi}$ изменению количества вращательного движения вокруг оси OY .

Уравнение моментов основных сил, действующих на ракету при повороте вокруг вертикальной оси, проходящей через центр масс, запишется в виде

$$M_Y^A = -M_Y^C - M_Y^D + M_Y^\delta + M_Y^B = J_Y \ddot{\psi} = -m_Y^\beta \beta - m_Y^\omega \dot{\psi} + m_Y^\delta \delta_H + M_Y^B.$$

С учетом уравнения $\dot{\eta} = \beta / T_\eta$ связи параметров угловых движений ракеты и равенства $\psi = \beta + \eta$ уравнение моментов можно преобразовать к виду

$$\ddot{\beta} + \left(\frac{1}{T_\eta} + \frac{m_Y^\omega}{J_Y}\right)\dot{\beta} + \left(\frac{m_Y^\beta}{J_Y} + \frac{m_Y^\omega}{J_Y T_\eta}\right)\beta = \frac{m_Y^\beta}{J_Y}\delta_H + \frac{M_Y^B}{J_Y} = a_\delta^\beta \left(\delta_H + \frac{M_Y^B}{m_Y^\beta}\right),$$

или в операторной форме

$$\beta(t)(p^2 + 2d\omega_0 p + \omega_0^2) = a_\delta^\beta (\delta_H(t) + M_Y^B / m_Y^\beta),$$

где $\omega_0 = \sqrt{m_Y^\beta T_\eta + m_Y^\omega / J_Y T_\eta}$ – частота собственных колебаний угла β ,

$d = J_Y + m_Y^\omega T_\eta / 2\sqrt{m_Y^\beta T_\eta + m_Y^\omega}$ – коэффициент демпфирования этих колебаний,

$a_\delta^\beta = m_Y^\beta / J_Y$ – коэффициент эффективности рулей направления.

Операторный коэффициент передачи динамического звена «Ракета» от угла поворота руля $\delta_H(t)$ до угла скольжения $\beta(t)$ имеет вид

$$W_{\delta\beta}(p) = \frac{\beta(t)}{\delta_H(t) + M_B(t) / m_Y^\beta} = \frac{a_\delta^\beta}{p^2 + 2d\omega_0 p + \omega_0^2}.$$

Аналогичное выражение описывает связь между углами $\delta_B(t)$ и $\alpha(t)$ в вертикальной плоскости. Для симметричных относительно OX ракет с декартовым рулевым управлением можно записать $W_{\delta\beta}(p) = W_{\delta\alpha}(p)$.

Структурная схема динамического звена «Ракета», дополненная кинематическим звеном, которое характеризует движение её центра масс в горизонтальной плоскости, приведена на рис. 3, б.

Математическая модель угловых движений ракеты по крену составляется на основе уравнения моментов сил, поворачивающих её вокруг строительной оси OX с ускорением $\ddot{v}(t)$.

Полная аэродинамическая сила не создает вращающего момента вокруг оси OX ($M_X^C = 0$), поскольку точка её приложения лежит на самой оси.

При отклонении элеронов возникает активный вращающий момент $M_X^\delta = m_X^\delta \delta_\Delta$. Силы трения о воздух, препятствующие повороту ракеты вокруг оси OX со скоростью $\dot{v}(t)$, создают момент демпфирования $M_X^D = m_X^\dot{v} \dot{v}$. Если моменты M_X^δ и M_X^D не уравновешивают друг друга, то ракета поворачивается с ускорением $\ddot{v} = (M_X^\delta - M_X^D) / J_X$. Следовательно, уравнение моментов запишется как $J_X \ddot{v} = m_X^\delta \delta_\Delta - m_X^\dot{v} \dot{v}$, а в операторной форме примет вид $J_X p^2 v(t) + m_X^\dot{v} p v(t) = m_X^\delta \delta_\Delta(t)$, и $W^v(p) = v(t) / \delta_\Delta(t) = a_\delta^v / p(1 + pT_v)$, где $a_\delta^v = m_X^\delta / J_X$ – коэффициент эффективности элеронов, $T_v = m_X^\dot{v} / J_X$ – постоянная времени разворота ракеты вокруг продольной оси симметрии.

Возникновение угла крена приводит к разложению вертикальной составляющей полной аэродинамической силы $\vec{A}_Y = \vec{c}_Y A$ на составляющие в

скоростной системе координат: $\vec{F}_Z = \vec{c}_Y A \cos \nu$ – боковую управляющую силу и $\vec{F}_Y = \vec{c}_Y A \sin \nu$ – подъёмную силу.

Поскольку на практике углы ν достаточно малы, можно считать, что при повороте вокруг оси OX без потери высоты должно удовлетворяться равенство $\vec{F}_Y = \vec{c}_Y A \cos \nu \approx \vec{c}_Y A = m\vec{g}$. По той же причине боковая составляющая $\vec{F}_Z = \vec{c}_Y A \sin \nu = mg \sin \nu \approx mg\nu$.

С другой стороны, под действием \vec{F}_Z ракета развивает поперечное ускорение $\vec{a}_Z = \vec{V}_p \vec{\eta}$, следовательно, можно записать уравнение $F_Z = V_p \dot{\eta} m = mg\nu$, которое в операторной форме примет вид $V_p m p \eta(t) = mg\nu(t)$, откуда нетрудно получить операторный коэффициент передачи кинематического звена по углу крена $W_{K3}^v(p) = \eta(t)/\nu(t) = g/pV_p$.

Структурная схема динамического звена «Ракета» по каналу крена с учетом кинематической связи угловых параметров движения $\eta(t) = W_{K3}^v(p)\nu(t)$ представлена на рис. 4.

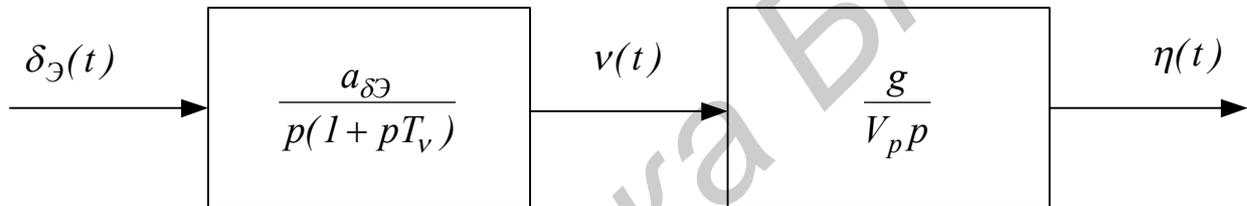


Рис. 4. Структурная схема ДЗ «Ракета» по крену

3.3. Задачи

1. Определить величину и направление углового ускорения $\ddot{\psi}$ при скачкообразном отклонении руля направления ракеты из нейтрального положения на угол $\delta_H = 8,6^\circ$, если поверхность руля имеет площадь $S_p = 0,1 \text{ м}^2$, $V_p = 1000 \text{ м/с}$, плотность воздуха $\rho = 1,3 \text{ кг/м}^3$, расстояние от точки крепления руля до центра масс ракеты $l_p = 1 \text{ м}$, момент инерции ракеты $J_p = 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ $J_p = 10^4 \text{ кг м}$.

2. Определить, на какой угол отклонен руль статически нейтральной ракеты и какова его эффективность, если в переходном режиме период колебаний угла скольжения $T_\beta = 0,53 \text{ с}$, а в установившемся режиме ракета разворачивается в горизонтальной плоскости с постоянной угловой скоростью. Исходные данные: $\beta_{уст} = 4,4^\circ$, момент трения о воздух при развороте

$M_Y^D = 2000 \text{ Н м}$, расстояние точки крепления руля до центра масс ракеты $l_P = 0,8 \text{ м}$, $V_P = 500 \text{ м/с}$, $\rho = 1,3 \text{ кг/м}^3$, площадь поверхности руля $S_P = 0,2 \text{ м}^2$.

3. На статически нейтральную ракету действует активный вращающий момент $M_Y^\delta(t) = m_Y^\delta \delta_H(t)$, вызванный резким отклонением руля. Записать дифференциальное уравнение в операторной форме $\beta(t) = F(p)\delta_H(t)$. Определить величину угла, на который отклонён руль, и характер переходного процесса, если при $t \rightarrow \infty$ устанавливается угол скольжения $\beta_{уст} = 0,2 \text{ рад}$. Исходные данные: коэффициенты моментов $m_Y^\delta = 750 \text{ Н м}$, $m_Y^\psi = 188 \text{ Н м с}$; момент инерции ракеты $J_Y = 10^3 \text{ кг м}^2$, постоянная времени разворота ракеты $T_\eta = 0,5 \text{ с}$.

4. Ракета движется в горизонтальной плоскости со скоростью $V_P = 500 \text{ м/с}$, испытывая при этом перегрузку $n = 5$. Какую величину и направление должна иметь сила \vec{A}_P , приложенная к статически неустойчивой ракете со стороны руля направления, чтобы удержать ее на траектории управляемого полета при действии статического момента M_Y^C . Сделать чертеж.

Исходные данные: угол $\beta = 0,2 \text{ рад}$; коэффициент статического момента $m_Y^\beta = 50 \text{ Н м}$; коэффициент демпфирующего момента $m_Y^\psi = 150 \text{ Н м с}$; расстояние от точки крепления руля до центра масс ракеты $l = 0,5 \text{ м}$.

5. Определить моменты инерции статически устойчивой ракеты относительно осей OY и OZ и углы, на которые она повернется за время $\Delta t = 0,1 \text{ с}$ при действии силы $\vec{A} = PS_\delta = 10^3 \text{ Н}$, если моментом трения о воздух можно пренебречь. Исходные данные: ракета симметрична относительно оси OX ; характерный размер $l = 0,5 \text{ м}$; векторные коэффициенты статических моментов $m_Y^\beta = m_Z^\alpha = 0,1 \text{ Н м}$; векторные коэффициенты активных вращающих моментов $m_Z^\delta = 150 \text{ Н м}$, $m_Y^\delta = 100 \text{ Н м}$; угловые ускорения $\dot{\omega}_Z = \dot{\omega}_Y = 2 \text{ рад/с}^2$.

6. Ракета летела горизонтально со скоростью $V_P = 1000 \text{ м/с}$ и углом крена $\nu = 0$. В момент $t_0 = 0$ элероны резко отклонились на угол $\delta_\nu = 2,85^\circ$, а затем через $\Delta t = 1 \text{ с}$ снова перешли в нейтральное положение. Определить угол крена ракеты, характер ее движения в горизонтальной плоскости и боковое ускорение. Исходные данные: эффективность элеронов $a_\delta^\nu = 5 \text{ с}^{-1}$; постоянная времени разворота ракеты по крену $T_\nu = 0,5 \text{ с}$.

7. Вектор скорости ракеты разворачивается в горизонтальной плоскости со скоростью $\dot{\omega}_Y = 0,1 \text{ рад/с}$. Скорость ракеты имеет величину $\vec{V}_P = 700 \text{ м/с}$. Масса ракеты $m = 300 \text{ кг}$. Эффективная площадь сопротивления воздушному потоку $S_\delta = 0,5 \text{ м}^2$. Плотность воздуха $\rho = 1,3 \text{ кг м}^{-3}$, производная коэффициента разложения $\dot{c}_Z = 1 \text{ рад}^{-1}$. С помощью рулей направления угол скольжения поддерживается равным $\beta = -5,7^\circ$. Определить величину управляющей силы, возникающей при таком развороте, и силу тяги двигателя

ракеты. Сделать чертеж, изобразить все векторные величины, указать характер движения и вид траектории ракеты.

8. Ракета движется прямолинейно со скоростью $V_p = 800 \text{ м/с}$, а угол «рыскания» $\psi = 0$. Определить величину эффективности рулей направления, если при их резком отклонении на угол $\delta = 11,4^\circ$ возникает переходный колебательный процесс частотой $f = 20 \text{ Гц}$, а по его окончании устанавливается угол скольжения $\beta = 0,1 \text{ рад}$. Постоянная времени разворота ракеты $T_\eta = 1 \text{ с}$. Изобразить вид и указать параметры траектории движения ракеты до и после отклонения рулей в переходном и установившемся режимах, вычислить радиус её кривизны.

9. Вектор скорости ракеты, лежащий в горизонтальной плоскости, начинает разворачиваться в вертикальной плоскости со скоростью $\omega_z = 0,2 \text{ рад/с}$. Скорость ракеты $V_p = 800 \text{ м/с}$, масса ракеты $m_p = 500 \text{ кг}$, тяга двигателя $T = 10^4 \text{ Н}$, угол атаки по окончании переходного процесса устанавливается равным $+\alpha = 5,7^\circ$. Определить в установившемся режиме величину управляющей силы \vec{T}_g при таком развороте и подъемную силу. Сделать чертеж траектории в переходном и установившемся режимах, указать векторные величины сил, определить характер движения ракеты.

10. Определить угловое ускорение ракеты, летящей горизонтально, в момент скачкообразного отклонения руля высоты на угол $\delta_B = 0,2 \text{ рад}$.

Исходные данные: $V_p = 1000 \text{ м/с}$; угол атаки $\alpha_0 = 5,7^\circ$; постоянная времени $T_g = 0,1 \text{ с}$; момент инерции ракеты $J_z = 5 \cdot 10^4 \text{ кг м}^2$; векторные коэффициенты: активного вращающего момента $m_z^\delta = 250 \text{ Н м}$; момента демпфирования $m_z^\omega = 2 \cdot 10^3 \text{ Н м с}$; статического момента $m_z^\alpha = 150 \text{ Н м}$; характерный размер ракеты $l_x = 0,5 \text{ м}$; эквивалентная площадь $S_\Omega = 0,5 \text{ м}^2$; плотность воздуха $\rho = 1 \text{ кг/м}^3$.

4. СВОБОДНЫЙ АСТАТИЧЕСКИЙ ГИРОСКОП

4.1. Действие момента внешних сил

Анализ механических взаимодействий физических тел в инерциальных системах координат достаточно прост в силу их наглядности и широкой распространенности практических примеров, с которыми наблюдатель сталкивается постоянно. Менее очевидны взаимодействия в динамических механических системах, движущихся ускоренно или вращающихся вокруг нескольких осей одновременно.

При повороте вращающегося диска вокруг оси OY за время $\Delta t \rightarrow 0$ на малый угол $\Delta\alpha$ (см. рис. 5, а) вектор \vec{V} окружной скорости точки на диске,

оказавшейся, например, в положении B , изменяет направление и переходит в положение \vec{V}_1 (см. рис. 5, б), причём $|\vec{V}_1| = |\vec{V}| = |\Omega \cdot r|$, так как угловая скорость $\vec{\Omega}$ вращения диска вокруг оси OZ постоянна. В то же время точки на диске, которые находились в положении A или C , ни направление, ни модуль окружной скорости не изменяют.

Поворот вектора скорости точки на диске, оказавшейся в положении B (см. рис. 5, б), обусловлен ортогональной составляющей разложения \vec{V} , величина которой $|\vec{V}'_2| = |\vec{V}| \sin \Delta\alpha \approx |\vec{V}| \Delta\alpha$. Кроме того, точка B диска по причине поворота оказывается не в положении B_1 , а в положении B_2 . Следовательно, помимо изменения направления вектора скорости точки на интервале Δt наблюдается «перенос» точки вращающегося диска в ортогональном плоскости вращения направлении со скоростью $|\vec{V}''_2| = \Delta r \sin \Delta\alpha / \Delta t \approx |\vec{V}| \Delta t \Delta\alpha / \Delta t = |\vec{V}| \Delta\alpha$.

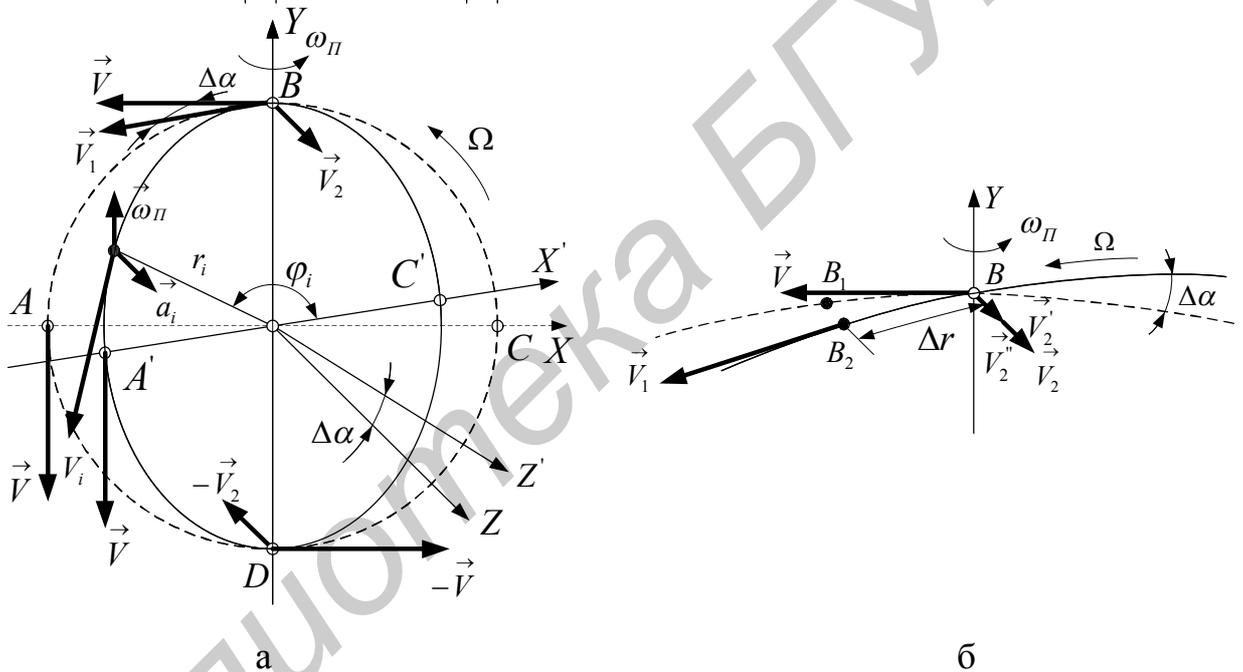


Рис. 5. Механизм прецессионного движения (а), ортогональная составляющая вектора окружной скорости (б)

Суммарная величина модуля ортогональной составляющей скорости точки диска, находящейся в положении B , за время $\Delta t \rightarrow 0$ будет равна $|\vec{V}_2| = |\vec{V}'_2| + |\vec{V}''_2| = 2|\vec{V}| \Delta\alpha$. Следовательно, можно записать выражение для ускорения, которое испытывает точка массой m на быстровращающемся диске, оказавшаяся при повороте в положении B :

$$|\vec{a}_{\perp B}| = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} |\vec{V}_2| / \Delta t = 2|\vec{V}| \Delta\alpha / \Delta t = 2|\vec{V}| |\vec{\omega}_{II}|,$$

где $\Delta\alpha / \Delta t = \omega_{II}$ – величина угловой скорости переноса точки.

Во всех i -х точках вращающегося диска (см. рис. 5, а) при его повороте вокруг оси, не совпадающей с осью собственного вращения, возникают

ускорения $a_{\perp i}$, ортогональные плоскости диска. Они максимальны для точек диска, находящихся в данный момент в положении, совпадающем с положением оси его поворота в пространстве, т.е. находящихся под углом визирования $\varphi_i = 90^\circ$ из центра вращения, и равны нулю в положениях точек, находящихся под углом визирования $\varphi_i = 0$. Следовательно, можно записать выражение $a_{\perp i} = 2\vec{V}_i\vec{\omega}_\Pi = 2\vec{\Omega}\vec{r}_i\vec{\omega}_\Pi$, где $|\vec{\Omega}\vec{r}_i| = |V_i| = |\vec{\Omega}|\vec{r}_i|\sin\varphi_i$.

Массы m_i соответствующих точек диска испытывают действия сил $\vec{F}_i = m_i\vec{a}_{\perp i}$ (рис. 6, а). Для каждой из полуокружностей ABC и ADC эти силы можно заменить равнодействующими $\vec{F}_\Sigma = \Sigma\vec{F}_i$, которые в силу симметрии диска будут приложены в точках, лежащих на оси OY и отстоящих на $d/2$ от оси OX . Равнодействующие образуют пару сил, которые порождены внешним воздействием, послужившим причиной поворота диска со скоростью $\vec{\omega}_\Pi$. Такой причиной является вращающий момент внешних сил, направленный по оси OX , и его величина может быть оценена как $\vec{M}_{BX} = \vec{F}_\Sigma \vec{d}/2$.

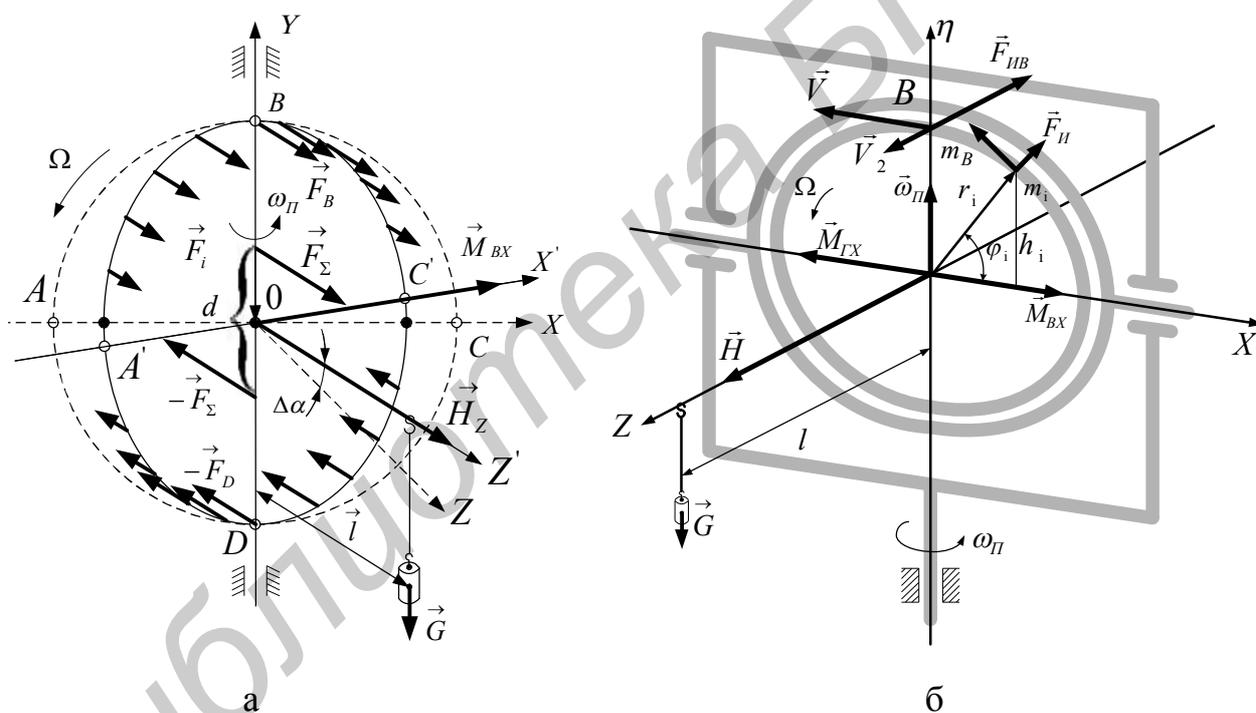


Рис. 6. Момент внешних сил (а), гироскопический момент (б)

Вращающий момент пары сил относительно оси OX не изменится, если вместо пары сил \vec{F}_Σ приложить к оси OZ на расстоянии l внешнюю силу $\vec{G} = mg$, например, подвесив груз массой m на ось вращения OZ (рис. 6, а) так, чтобы $\vec{M}_{BX} = \vec{F}_\Sigma \vec{d}/2 = \vec{G}\vec{l}$. При этом система совершенно не почувствует смену причины возникновения вращающего момента \vec{M}_{BX} . Угловое движение оси OZ , а вместе с ней и вектора $\vec{H}_Z = J_Z\vec{\Omega}$ главного кинетического момента вращения диска будет направлено по кратчайшему пути к положению в

пространстве \vec{M}_{BX} . Такое движение получило название прецессии. Оно отличается от движения невращающегося диска, который под действием силы \vec{G} должен поворачиваться вокруг оси OX , а не $O\eta$.

4.2. Гироскопический момент

Рассмотренное выше явление прецессии с постоянной угловой скоростью быстровращающегося диска вызвано действием внешних сил, создающих осевой момент $\vec{M}_{BX} = const$ или придающих постоянную угловую скорость поворота телу вокруг оси, не совпадающей с направлением оси его вращения.

Если бы $\vec{M}_{BX} = const$ был единственным, действующим на диск моментом сил, то диск должен был бы поворачиваться вокруг OY с угловым ускорением. Такое не наблюдается, поскольку моменту \vec{M}_{BX} противостоит гироскопический момент \vec{M}_{GX} , обусловленный действием сил Кориолиса.

Создают \vec{M}_{GX} силы инерции масс m_i , которые находятся в i -х точках на диске и испытывают ускорения $a_{\perp i}$. Например, при возникновении в точке B (см. рис. 6, а) ускорения $\vec{a}_{\perp B} = \vec{V}_2 / \Delta t$ ее элементарная масса m_B будет действовать на соседние точки с силой инерции

$$\vec{F}_{iB} = -m_B \vec{a} = -m_B \vec{V}_2 / \Delta t = -m_B 2\vec{V}\Delta\alpha / \Delta t = -m_B 2\vec{V}\vec{\omega}_{\Pi},$$

которая направлена параллельно оси вращения OZ и встречно вектору \vec{V}_2 .

Для любой i -й точки справедливо равенство $|\vec{V}_{2i}| = 2|\vec{V}_i||\vec{\omega}_{\Pi}|\sin\varphi_i$, где φ_i – это угол между вектором окружной скорости \vec{V}_i и вектором переносной скорости (скорости прецессии) $\vec{\omega}_{\Pi}$. Сила инерции, действующая в i -й точке, будет равна $\vec{F}_{ii} = -2m_i\vec{V}_i\vec{\omega}_{\Pi}$, где $|\vec{F}_{ii}| = 2m_i r_i \Omega \omega_{\Pi} \sin\varphi_i$. Момент силы инерции \vec{F}_{ii} , действующий относительно оси OX , равен $\vec{M}_{ii} = \vec{F}_{ii} h_i$, где $h_i = r_i \sin\varphi_i$.

Суммарное действие всех пар сил инерции на полуокружностях ABC и ADC диска создает вращающий момент относительно оси OX , который называется гироскопическим. Его величина равна

$$|\vec{M}_G| = \sum_{i=1}^{\infty} |\vec{M}_{ii}| = \Omega \omega_{\Pi} \sum_{i=1}^{\infty} 2m_i r_i h_i \sin\varphi_i.$$

Заметим, что Ω и ω_{Π} – угловые скорости, которые отличаются друг от друга по величине и направлению, но для любых i -х точек диска они постоянны.

Для вращающегося диска выражение $\sum_{i=1}^{\infty} 2m_i r_i^2 \sin^2\varphi_i = J_Z$ является, как известно, его осевым моментом инерции. Следовательно, можно записать $\vec{M}_{GX} = J_Z \vec{\Omega}_Z \vec{\omega}_{\Pi Y} = \vec{H}_Z \vec{\omega}_{\Pi Y}$, где $|\vec{M}_{GX}| = |\vec{H}_Z| |\vec{\omega}_{\Pi Y}| \sin(\vec{H}_Z \wedge \vec{\omega}_{\Pi Y})$, а

$\vec{H}_Z = J_Z \vec{\Omega}$ – главный кинетический момент диска, вращающегося с угловой скоростью $\vec{\Omega}$ вокруг оси OZ .

Определить направление действия гироскопического момента можно, воспользовавшись мнемоническим правилом Н.Е. Жуковского, согласно которому поворот вектора \vec{H} к вектору $\vec{\omega}_\Pi$ по кратчайшему пути с конца вектора $\vec{M}_Г$ наблюдается против часовой стрелки.

4.3. Задачи

1. Изобразить положение осей гиromоторов трехстепенных астатических гироскопов через каждые 6 ч с момента их выставки вертикально вверх, если гироскопы установлены на поверхности Земли в точках с координатами r_3 , $\varphi_N = 45^\circ$ и r_3 , $\varphi_S = 30^\circ$, где N и S – северная и южная широты. Изобразить положение осей гиromоторов таких же гироскопов через каждые 6 ч , если они установлены на северном полюсе и экваторе, а оси их главных кинетических моментов выставлены горизонтально.

→ 2. Определить в i -х точках диска величины ускорений $\vec{a}_{\perp i}$ и сил инерции $F_{Иi}$, которые вызваны наличием переносной скорости диска $\vec{\omega}_{OY} = -2\pi\text{ рад/с}$, вращающегося с угловой скоростью $\Omega_Z = 2\pi 10^2\text{ рад/с}$. Массы точек $m_i = 0,01\text{ г}$. Точки лежат на расстояниях $r_1 = 10\text{ см}$, $r_2 = 1\text{ см}$ от оси вращения. Их угловые положения относительно оси OZ определяются как $\varphi_1 = \pi/2$; $\varphi_2 = \pi/4$; $\varphi_3 = 0$; $\varphi_4 = -\pi/3$; $\varphi_5 = -\pi$. Указать направления векторных величин $\vec{\Omega}_Z$, $\vec{\omega}_{OY}$, \vec{a}_{\perp} , сделать чертёж.

3. Определить силы инерции, действующие на точки, имеющие массы $m_i = 0,01\text{ кг}$ и отстоящие от центра вращения диска на $r = 0,01\text{ м}$. Диск вращается с угловой скоростью $\Omega_{oz} = 10^4\text{ рад/с}$ и поворачивается вокруг оси OX с угловой скоростью $\omega_{OX} = 1\text{ рад/с}$. Точки на диске наблюдаются под углами $\varphi_i = \pi/2$; $\pi/4$; 0 ; $-\pi/3$; $-\pi/2$. Сделать чертёж, указать направления ускорений и сил. Определить i -е составляющие полного гироскопического момента, вызванные этими силами.

4. С какой угловой скоростью и в каком направлении нужно поворачивать внешнюю рамку гироскопа, чтобы гироскопический момент принял значение $M_\Gamma = 1\text{ Н м}$; если осевой момент инерции ротора гиromотора равен $J_P = 0,5\text{ Н м с}^2$, скорость его вращения $\Omega = 10^4\text{ об/мин}$ и ортогональна внешней рамке, осевой момент инерции гиromотора (внутренней рамки) $J_{P+B_H} = 1\text{ Н м с}^2$, осевой момент инерции ротора, внешней и внутренней рамок $J_{P+B_H+B_{ин}} = 1,5\text{ Н м с}^2$. Указать направление прецессии.

5. На астатический гироскоп действует вращающий момент внешних сил, созданный датчиком момента, который установлен на оси внешней рамки. Определить направление скорости прецессии оси внутренней рамки гироскопа,

задавшись направлениями \vec{H} и \vec{M}_B . Определить величину угловой скорости прецессии ω_{Π} , если $\vec{M}_B = 12 \text{ Н м}$, угловая скорость вращения ротора $\Omega = 6 \cdot 10^3 \text{ об/мин}$, момент инерции ротора $J_P = 0,5 \text{ кг м}^2$.

6. Рассчитать величину скорости прецессии и определить величину и направление гироскопического момента в установившемся режиме, если вектор \vec{H} повернут на угол $\beta = 60^\circ$ относительно плоскости внешней рамки, осевой момент инерции ротора гиromотора $J = 0,3 \text{ Н м с}^2$, скорость его вращения $|\vec{\Omega}_P| = 10^4 \text{ об/мин}$, величина момента внешних сил $|\vec{M}_{BX}| = 1 \text{ Н м}$.

7. Определить угловую скорость прецессии гироскопа, если относительно оси OX с помощью датчика момента приложен момент $M_{BX} = 1 \text{ Н м}$. При этом \vec{M}_{BX} ортогонален плоскости ηOZ . Угол поворота \vec{H} относительно $XO\eta$ $\beta = 45^\circ$. Учитывая скорость вращения ротора $\Omega_P = 2\pi 10^3 \text{ рад/с}$; моменты инерции: ротора $J_P = 1 \text{ кг м с}^2$; ротора и внутренней рамки $J_{P+B_{\text{вн}}} = 0,5 \text{ кг м с}^2$; ротора внутренней и внешней рамок $J_{P+B_{\text{вн}}+B_{\text{вн}}} = 1 \text{ кг м с}^2$, определить максимальную величину ускорения внутренней рамки, в момент приложения \vec{H} и гироскопический момент в установившемся режиме, разворачивающий внешнюю рамку.

8. На астатический гироскоп действует вращающий момент внешних сил M_B , направленный ортогонально направлению главного кинетического момента H , который в свою очередь ортогонален плоскости внешней рамки. Определить направление и величину скорости прецессии ротора гироскопа, давшись направлением \vec{H} и приняв, что \vec{M}_B действует под углом $\varphi = 120^\circ$ к оси внутренней рамки. Рассчитать величину скорости прецессии и определить величину и направление гироскопического момента в установившемся режиме, если осевой момент инерции ротора гиromотора $J_P = 0,5 \text{ Н м с}^2$, скорость его вращения $\Omega_P = 10^4 \text{ об/мин}$, величина момента внешних сил $|M_B| = 1 \text{ Н м}$.

9. Каким способом можно создать гироскопический момент, направленный по оси внутренней рамки двухстепенного гироскопа, равный $M_{ГХ} = 10 \text{ Н м}^2$, или пару сил $F = 5 \text{ Н}$, действующих на опоры рамки, расстояние между которыми $l = 12 \text{ см}$, если момент инерции ротора $J_P = 0,5 \text{ кг м}^2$, $\Omega_P = 10^3 \text{ об/мин}$.

10. Основание двухстепенного астатического гироскопа поворачивается с угловой скоростью $\omega = 0,1 \text{ рад/с}$ в плоскости, ортогональной плоскости

вращения гиросмотора. Определить направление и скорость прецессии гироскопа, направление и величину гироскопического момента, силы, действующие на опоры крепления гиросмотора, расстояние между которыми $l = 12 \text{ см}$. Момент инерции ротора гиросмотора $J_P = 0,5 \text{ Н м с}^2$, $\Omega_P = 10^3 \text{ об / мин}$.

5. ИЗМЕРИТЕЛИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЙ ЛА

Датчики параметров движений ЛА – это радиотехнические и нерадиотехнические устройства, позволяющие автоматически измерять

$$\vec{V}_{ЛА}(t), \dot{\vec{V}}_{ЛА}(t), \ddot{\vec{V}}_{ЛА}, \int \vec{V}_{ЛА}(t) dt, \vec{\varphi}_{ЛА}(t), \dot{\vec{\varphi}}_{ЛА}(t), \ddot{\vec{\varphi}}_{ЛА}(t)$$

в нормальной, связанной и скоростной системах координат, а также текущие значения параметров относительного движения ЛА, например высоты полета, наклонной дальности, скорости сноса и др.

5.1. Инерциальный акселерометр

Для измерения линейных ускорений ЛА применяются акселерометры. Широко распространены акселерометры, у которых в качестве чувствительных используются инерциальные или гироскопические элементы.

В инерциальных акселерометрах чувствительный элемент – это груз массой m . При наличии ускорения \vec{a} он должен двигаться ускоренно под действием силы инерции $\vec{F}_И = -m \cdot \vec{a}$. Однако его перемещение ограничено пружиной. Сила, с которой деформированная пружина действует на груз, равна $\vec{F}_П = k_П \cdot l$, где l – величина растяжения (сжатия) пружины, $k_П$ – коэффициент пропорциональности (жесткость пружины). При статическом воздействии $|\vec{a}(t)| = \text{const}$ в установившемся режиме работы датчика выполняется соотношение $|\vec{F}_И| = |\vec{F}_П| = ma = k_П l$.

С учетом коэффициента k_U преобразования перемещения l груза в напряжение U сигнал на выходе акселерометра будет определяться выражением $U(t) = k_U m / k_П a(t) = k a(t)$, где $k = k_U m / k_П$ – статический коэффициент передачи акселерометра.

В динамическом режиме работы, когда ускорение ЛА резко изменяется во времени, переходные процессы в акселерометре имеют колебательный характер, который описывается дифференциальным уравнением в операторной форме

$$W(p) = U(t) / a(t) = k / (p^2 + 2\xi \omega_0 p + \omega_0^2),$$

где $\omega_0 = 2\pi\sqrt{k_{II}/mk_U}$ – собственная частота колебаний чувствительного элемента; $\xi = d/\sqrt{mk_{II}k_U}$ – декремент затухания колебаний в системе, а d – коэффициент заглушения (демпфирования) колебаний, учитывающий степень их ослабления демпфером.

5.2. Гироизмеритель линейных ускорений

Гироскопические измерители линейных ускорений ЛА, а также измерители линейных скоростей – гироскопы построены на основе трёхстепенного «тяжёлого» гироскопа. Центр масс ротора такого гироскопа m_P смещён относительно оси $O\eta$ внешней рамки по оси OZ подвеса ротора на расстояние l .

При наличии продольного ускорения ЛА \vec{a}_X на ротор гироскопа действует сила инерции $\vec{F}_{IX} = -m_P \vec{a}_X$, которая создаёт вращающий момент относительно оси $O\eta$ – $\vec{M}_{B\eta} = \vec{F}_{IX} \vec{l}$. Ротор прецессирует вокруг оси OX с угловой скоростью $\vec{\omega}_\Pi$, что порождает гироскопический момент $\vec{M}_{G\eta}$, поворачивающий внешнюю рамку гироскопа против часовой стрелки вокруг оси $O\eta$.

В установившемся режиме (после затухания нутационных колебаний) выполняется равенство $\vec{M}_{G\eta} = \vec{H}_Z \vec{\omega}_X = \vec{M}_{B\eta} = m_P \vec{a}_X l$, откуда следует, что $|\vec{\omega}_X| = (m_P l / |\vec{H}|) |\vec{a}_X| = k_\alpha a_X = \omega_\Pi$, где $k_\alpha = m_P l / |\vec{H}|$ – коэффициент пропорциональности, ω_Π – угловая скорость прецессии.

В общем случае угловая скорость прецессии тяжелого гироскопа пропорциональна кажущемуся ускорению ЛА $\vec{a}_K = \vec{a}_X + \vec{g}$. Интегрирование сигнала $U(t) = k_{II} \omega_\Pi(t)$ измерителя скорости прецессии тяжелого гироскопа

$$\int_0^t k_{II} \omega_\Pi(\tau) d\tau = k_{II} k_\alpha \int_0^t a(\tau) d\tau = k_{II} k_\alpha V_P(t)$$

позволяет определять кажущуюся скорость ракеты $V_P(t)$.

5.3. Гироизмеритель угловых положений ЛА

В качестве датчиков угловых положений ЛА в пространстве широко используются трехстепенные астатические гироскопы.

Угловые движения ротора трехстепенного астатического гироскопа порождаются моментами внешних сил, приложенных с помощью датчиков моментов к рамкам гироскопа относительно их подвесов. Математически в виде функций времени их можно получить в результате решения системы дифференциальных уравнений:

$$A\dot{\omega}_X + \omega_\eta H \cos \beta = M_{BX};$$

$$B\dot{\omega}_\eta - \omega_X H \cos \beta = M_{B\eta},$$

где A – момент инерции системы подвеса внутренняя рамка плюс гиromотор, а B – момент инерции системы подвеса внешняя рамка плюс внутренняя рамка плюс гиromотор.

Эти уравнения описывают зависимость параметров угловых движений внутренней и внешней рамок от входных воздействий – моментов сил, действующих на ротор в результате принудительного его поворота за счет движений рамок вокруг осей, не совпадающих с осью OZ собственного быстрого вращения.

5.4. Гиromетр угловых скоростей и ускорений

Гиromетр угловой скорости ЛА (гиротаксометр) строится на базе двухстепенного астатического гироскопа. На рис. 7 приведена его функционально-кинематическая схема. Ось чувствительности OX гиromетра ориентирована вдоль строительной оси ЛА.

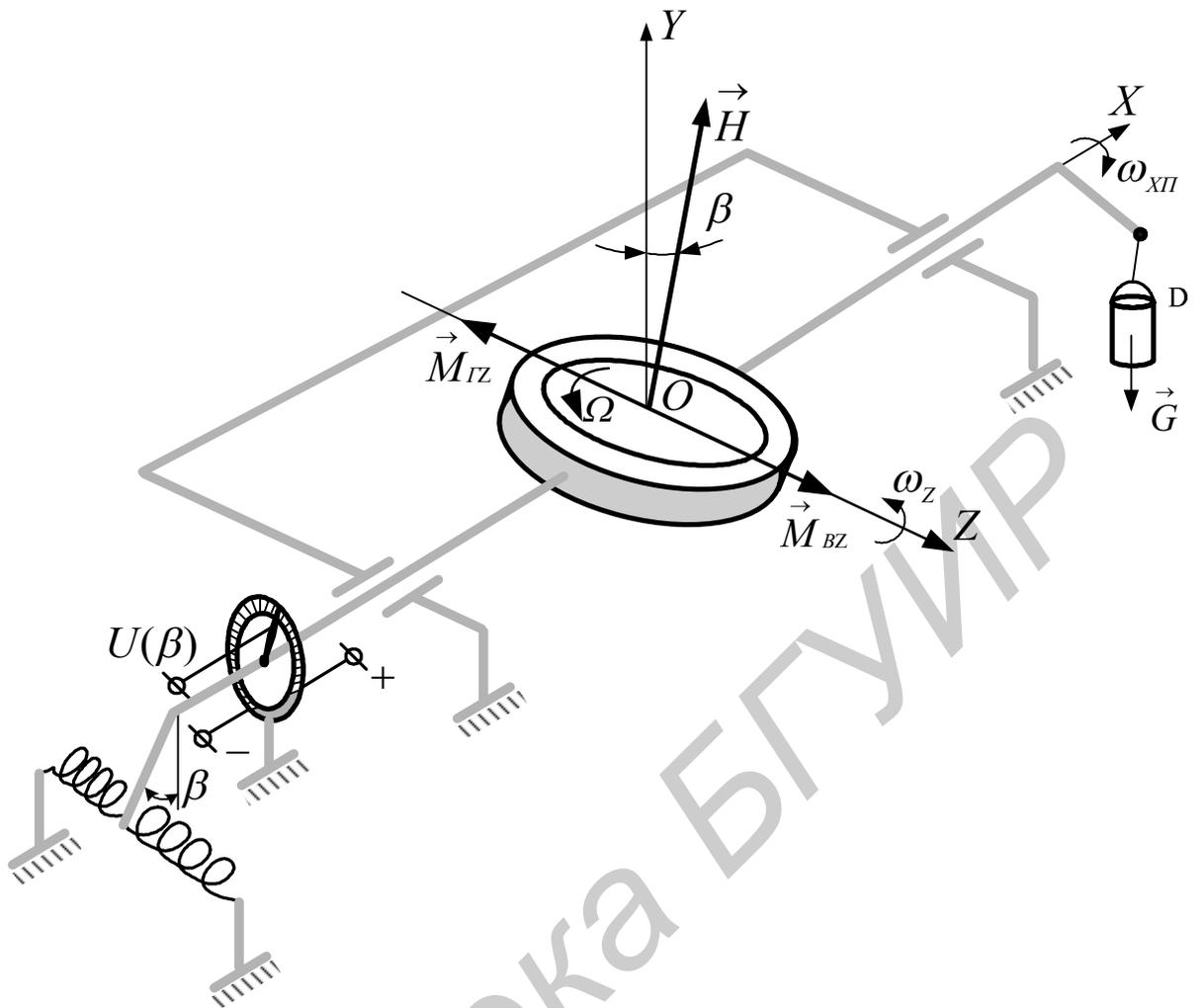


Рис. 7. Функционально-кинематическая схема гиротаксометра

При изменении угла тангажа ЛА со скоростью $\dot{\theta}_Z$ на быстро вращающийся ротор гироскопа действуют силы Кориолиса, вызванные его поворотом вокруг оси OZ , не совпадающей с \vec{H} . Эти силы являются внешними и создают момент \vec{M}_{BZ} . Внутренняя рамка прецессирует с угловой скоростью $|\vec{\omega}_{\Pi X}| = k_\omega |\dot{\theta}_Z|$, где k_ω – коэффициент чувствительности по угловой скорости. Прецессионное движение с $\vec{\omega}_{\Pi X}$ порождает гироскопический момент $\vec{M}_{GZ} = \vec{H} \vec{\omega}_{\Pi X}$, который уравнивает внешний \vec{M}_{BZ} . Однако повороту оси OX препятствует пружина, которая за счет сжатия-растяжения создает момент обратного вращения $\vec{M}_{\Pi} = \vec{k}_{\Pi} \beta$, пропорциональный углу β , где \vec{k}_{Π} – векторный удельный момент сил, прикладываемых к OX со стороны пружины.

Действие сжимающейся пружины с ростом угла β снижает скорость прецессии, что приводит к уменьшению $\vec{M}_{GZ} = \vec{H} \vec{\omega}_{\Pi}$ и увеличивает \vec{M}_{Π} , т.е.

кинетическая энергия поворачивающейся рамки переходит в потенциальную энергию сжимающейся пружины вплоть до остановки внутренней рамки, когда $\vec{\omega}_\Pi = 0$.

С энергетической точки зрения в каждый момент времени наблюдается равенство $\vec{M}_{ГZ}(t) = \vec{M}_{\Pi X}(t)$, или $|\vec{M}_{ГZ}| = |\vec{M}_{\Pi X}| = |\vec{H}| |\vec{\omega}_\Pi| = |\vec{k}_\Pi| \beta$, а с учетом соотношения $|\vec{\omega}_\Pi| = k_\omega |\vec{\theta}_Z|$ имеем $|\vec{\theta}_Z| = (|\vec{k}_\Pi| / k_\omega |\vec{H}|) \beta = k_\theta \beta$ и $\dot{\theta}_Z = \frac{k_\theta}{k_U} \cdot U(\beta)$, где $k_\theta = |\vec{k}_\Pi| / k_\omega |\vec{H}|$ – коэффициент преобразования угловой скорости ЛА в угол поворота внутренней рамки гироскопа.

Роль преобразователя величины β в напряжение $U(\beta) = k_U \beta$ выполняет датчик углового положения оси внутренней рамки относительно основания гироскопа. Связь выходной и измеряемой величин запишется в виде уравнения $U(\beta) = (k_U / k_\theta) |\vec{\theta}_Z| = k_{ГТ} \dot{\theta}_Z$, где $k_{ГТ} = k_U / k_\theta$ – статический коэффициент передачи гиротаксометра.

Переходный процесс при резком изменении $\dot{\theta}_Z(t)$ в этой системе носит колебательный характер, поскольку между внутренней рамкой и пружиной возможен обмен кинетической и потенциальной энергиями. Для демпфирования колебаний в систему вводится механический демпфер – груз, имеющий массу m , закрепленный на оси смещенным на l центром тяжести. Он создает момент $\vec{M}_G = m \vec{g} l$, направленный встречно \vec{M}_Π .

Операторный коэффициент передачи гиротаксометра имеет вид $W_{ГТ}(p) = k_{ГТ} / (p^2 + 2\xi \omega_0 p + \omega_0^2)$, где ξ – декремент затухания колебаний с учетом влияния демпфера, ω_0 – собственная частота колебаний в системе.

5.5. Задачи

1. Определить величину напряжения на выходе инерциального акселерометра в установившемся режиме, если к ракете массой $m = 200 \text{ кг}$ приложена управляющая сила $F_V = 10^4 \text{ Н}$. Известны: масса чувствительного элемента $m = 0,1 \text{ кг}$, величина отклонения чувствительного элемента от нулевого положения $l = 1 \text{ см}$, жесткость пружины $k_\Pi = 5 \cdot 10^2 \text{ Н/м}$, коэффициент преобразования перемещения чувствительного элемента $k_U = 200 \text{ В/м}$.

2. Изобразить в масштабе эпюру сигнала на выходе инерциального измерителя продольного ускорения ракеты массой $m = 200 \text{ кг}$, если тяга двигателя ракеты изменилась скачком на $\Delta T = 10^4 \text{ Н}$. Даны: коэффициент гашения колебания демпфером $d = 50$, жесткость пружины $k_\Pi = 5 \cdot 10^2 \text{ Н/м}$, коэффициент преобразования перемещения $k_U = 200 \text{ В/м}$, масса

чувствительного элемента $m = 0,1 \text{ кг}$, отклонение чувствительного элемента от нулевого положения $l = 1 \text{ см}$.

3. Одноосный свободный астатический гироскоп используется в качестве акселерометра. При повороте оси рамки гироскопа на неё действует момент сопротивления спиральной пружины, имеющий коэффициент сжатия $k_{\Pi} = 1 \text{ Н / рад}$; $H_{Г} = 10 \text{ Н м с}$. Масса ротора $m_{Р} = 0,5 \text{ кг}$, центр тяжести ротора смещён на $l = 0,01 \text{ м}$. Определить угол, на который повернётся ось гироскопа при действии ускорения, направленного ортогонально оси рамки $a = 1 \text{ м / с}^2$.

4. Определить величину смещения центра тяжести ротора тяжелого гироскопа, если при наличии продольного ускорения ЛА $\vec{a}_x = 20 \text{ м / с}^2$, ротор прецессирует со скоростью $\omega_n = 0,01 \text{ рад / с}$, скорость вращения ротора $\Omega = 10^4 \text{ об / мин}$, момент инерции ротора $J_{Р} = 1 \text{ Н м}$.

5. Определить скорость прецессии тяжелого гироскопа ω_{Π} , если масса ротора $m_{Р} = 200 \text{ г}$, смещение его центра тяжести $l = 0,01 \text{ м}$, скорость вращения ротора $\Omega = 10^4 \text{ об / мин}$, момент инерции ротора $J_{Р} = 1 \text{ Н м с}$, управляющая сила $F_{У} = 100 \text{ Н}$, масса ЛА $m = 300 \text{ кг}$.

6. Корпус ЛА поворачивается в вертикальной плоскости с угловой скоростью $\omega_Z = -0,05 \text{ рад / с}$. Вектор \vec{H} главного кинетического момента ротора трехстепенного астатического гироскопа ориентирован по оси OY_G . Угол тангажа в момент начала поворота $\theta(t_0) = 11,4^\circ$. Определить величину этого угла через $t = 30 \text{ с}$. Сделать чертеж, указать направления сил и моментов сил, оценить напряжение на выходе датчика угла тангажа, имеющего коэффициент передачи $k_U = 10 \text{ В / рад}$.

7. Угловое положение ракеты в нормальной гироскопической системе координат изменяется со скоростью $\vec{\dot{\phi}}_P = \vec{\dot{\theta}}_P + \vec{\dot{\psi}}_P + \vec{\dot{\nu}}_P$. Составить функционально-кинематическую схему системы измерения модуля и направления вектора $\vec{\phi}_P$ с помощью гиротакметров, установленных на борту ракеты.

8. По причине поворота ЛА с постоянной угловой скоростью на ротор гиротакметра действует пара результирующих сил Кориолиса $F_K = 10 \text{ Н}$ в точках, отстоящих от оси вращения на $l = 0,01 \text{ м}$. Определить напряжение на выходе датчика угла, если $|\vec{H}| = 10 \text{ Н м с}$, $k_{\Pi} = 1 \text{ Н м}$, $k_U = 10 \text{ В / рад}$, и угловую скорость ЛА, если коэффициент чувствительности гиротакметра по угловой скорости $k_{\omega} = 2$, а погрешность измерения $\delta_{\Pi} = \pm 5 \%$.

9. Гиротакметр имеет параметры: $\omega_0 = 10^3 \text{ рад / с}$; $\xi = 0,5$; $k_{ГТ} = 10 \text{ В с / рад}$. Определить его быстродействие и напряжение на выходе в установившемся режиме, если угловая скорость ЛА резко (скачком) изменила величину от 0 до $0,1 \text{ рад / с}$.

10. Определить величину статического коэффициента передачи гироскопа, если $|\vec{\omega}_П| = |\vec{\phi}_{ЛА}| = 0,1 \text{ рад/с}$, а в течение колебательного переходного процесса наблюдается 10 колебаний с декрементом затухания $\xi = 0,5$.

6. СИСТЕМЫ ГИРОСТАБИЛИЗАЦИИ И ГИРОУПРАВЛЕНИЯ

6.1. Силовые гиросtabilизаторы

Для установки измерителей ускорений, скоростей и угловых положений ЛА, ориентированных относительно нормальной опорной системы координат, а также антенн РЛС применяются специальные платформы. Положение платформы не должно изменяться при угловых движениях ЛА. С этой целью осуществляют пространственную стабилизацию платформы, сводя к минимуму нежелательные механические связи с корпусом ЛА.

На рис. 8 изображена функционально-кинематическая схема одноосного гиросtabilизатора (ГСП), на которой установлена антенна РЛС и акселерометр (А). Поворот ГСП вокруг оси OX осуществляется электроприводом (ЭД и Р), входящим в автоматическую следящую систему.

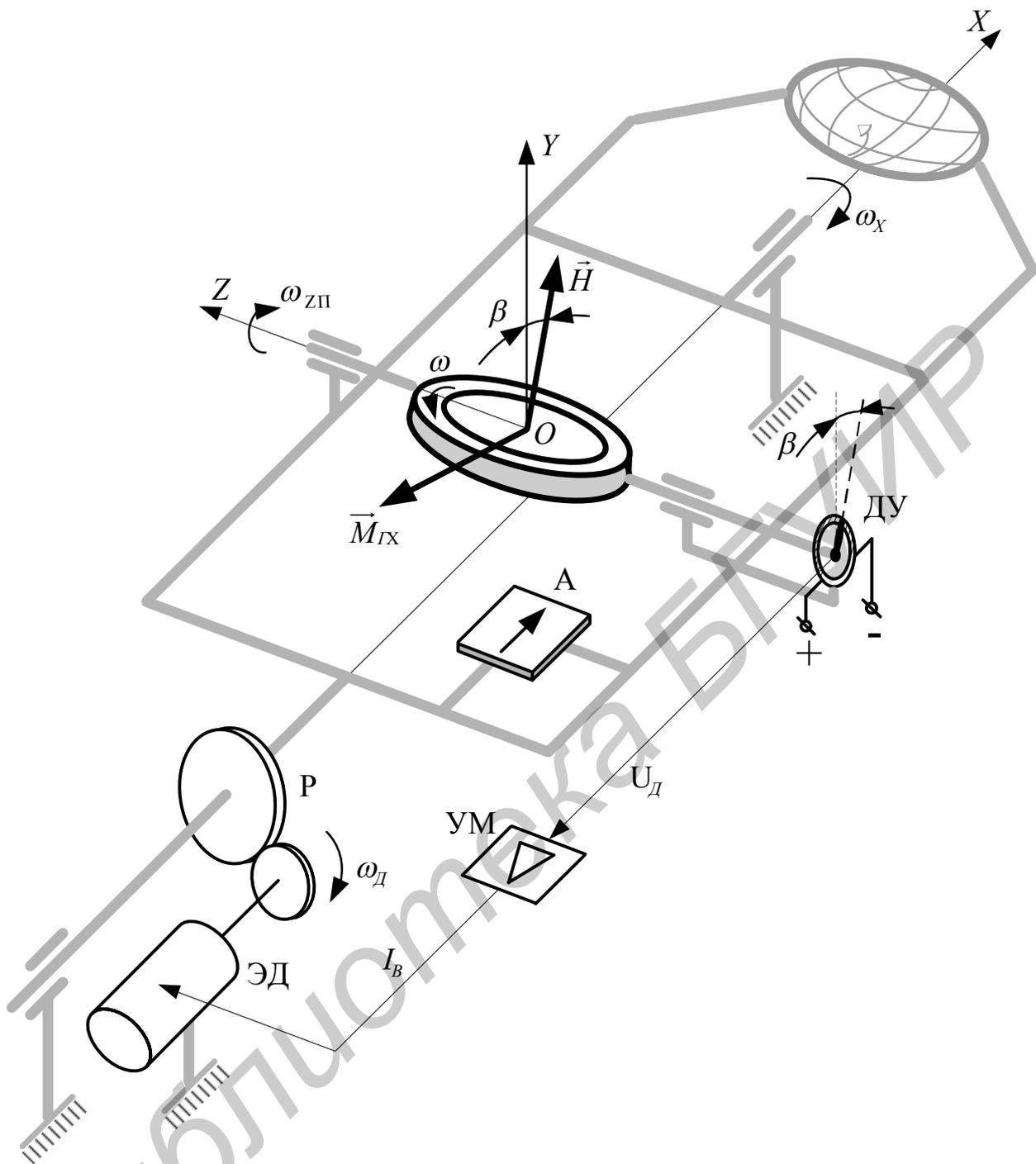


Рис. 8. Функционально-кинематическая схема ГСП

Например, при возникновении угловой скорости $\vec{\omega}_X$ крена ЛА, увлекающего за собой платформу, основание вместе с внутренней рамкой двухстепенного гироскопа – гиромотором начинает поворачиваться вместе с платформой вокруг оси OX , не совпадающей с осью OY вращения ротора. Возникает прецессия ротора с угловой скоростью $\vec{\omega}_{ЗП}$ вокруг оси OZ в направлении совмещения вектора \vec{N} с вектором $\vec{\omega}_X$. Это приводит к возникновению гироскопического момента $\vec{M}_{ГХ}$, который в установившемся режиме уравнивает момент внешних сил, действующих на внутреннюю рамку при ее повороте. Чувствительный элемент датчика углового положения

(ДУ) – токосъемник, прикрепленный к оси рамки гироскопа, с такой же скоростью будет поворачиваться относительно статора потенциометра, который закреплен на раме платформы.

На выходе датчика сигнал $U_D(t)$ возрастает пропорционально углу $\beta(t)$ поворота вектора \vec{H} . Далее через УМ он поступает на ЭД, нагруженный на редуктор Р, к оси которого крепится платформа. В результате работы ЭД к платформе со стороны Р прикладывается вращающий момент, направленный встречно внешнему вращающему моменту. Направление вращения вала ЭД $\vec{\omega}_D$ выбирается путем фазирования сигнала I_B , поступающего от УМ в обмотку возбуждения ЭД.

Следящая система ГСП работает в режиме стабилизации выходной величины – положения платформы относительно корпуса ЛА под таким углом, при котором вектор \vec{H} гироскопа остаётся ортогональным оси вращения ЛА при крене.

6.2. Следящий гирос привод и ГСН

Следящий гирос привод антенны РЛС (СГП) представляет собой следящую систему, предназначенную для принудительного изменения ориентации в пространстве платформы с установленной на ней антенной. Для этого достаточно в двухканальной системе гиросtabilизации платформы по OY и OZ обеспечить управляемые изменения ориентации вектора \vec{H} в вертикальной и горизонтальной плоскостях. При этом СГП будет следить за угловым положением $\varphi_G(t)$ вектора \vec{H} и поворачивать платформу так, чтобы оси OY и OZ платформы оставались ортогональными \vec{H} . Если в системе отсутствует ошибка или она пренебрежимо мала, в каждый момент времени должно выполняться равенство $\varphi_A(t) = \varphi_G(t) + \pi/2$ в полярной системе координат, связанной с бортовой нормальной гироскопической системой.

Для обеспечения принудительного изменения $\varphi_G(t)$ на основании гироскопов в каналах Y и Z СГП устанавливаются датчики моментов (ММ), которые создают необходимые моменты вращения, приложенные к осям внутренних рамок гироскопов. Наличие моментов внешних сил заставляет роторы гироскопов прецессировать в течение времени приложения моментов, а следящие системы в каналах Y и Z СГП отслеживают входные воздействия в виде $\varphi_{GY}(t)$ и $\varphi_{GZ}(t)$, изменяя угловое положение платформы в пространстве.

Если в процессе слежения за целью на вход ММ подавать сигналы рассогласования с выхода пеленгационного устройства (ПУ) РЛС, то СГП будет разворачивать антенну до тех пор, пока цель не окажется на равносигнальном направлении и сигнал на выходе ПУ не устремится к нулю.

Пеленгационное устройство представляет собой радиоприёмный тракт радиолокационного измерителя направления. Совместно с СГП он образует следящую систему, которая является головкой самонаведения ракеты (ГСН). В этой системе ПУ выполняет роль дискриминатора, поворотная платформа с установленной на ней антенной является объектом управления, а СГП выполняет функции управителя.

6.3. Задачи

1. Изобразить функционально-кинематическую схему ГСП с контурами стабилизации по углу тангажа θ и углу рыскания ψ . Составить структурную схему одного из каналов управления ГСП и выделить ДЗ, представляющие в математической модели функциональные элементы системы: дискриминатор, управитель и управляемый элемент. Сравнить их инерционность. Определить направления механических движений элементов системы при поворотах корпуса ЛА поочередно вокруг осей OY , OZ , OX .

2. Изобразить функционально-кинематическую схему СГП антенны РЛС по углу тангажа. Составить функционально-кинематическую и структурную схемы системы. Выделить в системе дискриминатор, инерционный элемент, управитель и управляемый элемент. Привести типовые статические и динамические характеристики передачи функциональных элементов. Изобразить примерный вид эпюр процессов на входах дискриминатора и эпюру угловой скорости антенны РЛС при импульсном характере воздействия со стороны ММ на внутреннюю рамку гироскопа. Считать переходной процесс в системе аperiodическим, продолжительность воздействия $t_B = 3T_P$, где T_P – время регулирования в системе.

3. Изобразить функционально-кинематическую схему канала ГСП по углу крена. Составить структурную схему следящей системы. Определить необходимую полярность включения обмотки ЭД постоянного тока, если его прямое включение соответствует повороту ГСП против часовой стрелки, а обратное – по часовой. Крутизна характеристики дискриминатора положительна, УМ – не инвертирующий. Указать на схеме направления векторов угловых скоростей, сил и моментов сил, возникающих в системе при повороте ЛА, с угловой скоростью ω_v .

4. Изобразить функционально-кинематическую схему канала ГСП по углу крена. Составить структурную схему следящей системы. Определить величину статической и динамической ошибки установившегося режима, а также угловой поворот антенны РЛС относительно корпуса ракеты за время $t_B = 5c$, если в результате действия возмущающего момента ракета приобрела угловую скорость по крену $\omega_v(t) = 0,1 \text{ рад/с}$. Изобразить эпюры процессов на

входах дискриминатора и эпюру изменения углового положения антенны РЛС, если в момент $t_0 = 0$ угол $\nu(t_0) = 0$. Исходные данные: $H = 100 \text{ Н м с}$, статические коэффициенты передачи: датчика (Д) $k_D = 6 \text{ В/рад}$, усилителя (УМ) $k_Y = 10 \text{ А/В}$, двигателя (ЭД) $k_D = 4 \text{ рад/А с}$, редуктора (Р) $k_P = 0,01$, постоянная времени ЭД, нагруженного на Р, $T_D = 0,1 \text{ с}$.

5. Стабилизация углового положения антенны РЛС относительно корпуса ЛА в горизонтальной плоскости осуществляется с помощью ГСП. Изобразить функционально-кинематическую схему ГСП в связанной системе координат. Составить структурную схему следящей системы. Определить в установившемся режиме скорость вращения вала ЭД и величину ошибки, если известно: $\omega_Y(t) = 0,1 \text{ рад/с}$, $H = 10 \text{ Н м с}$, крутизна характеристики датчика угла $k_\varphi = 5 \text{ В/рад}$, коэффициент усиления (УМ) $k_Y = 100 \text{ В/А}$, коэффициент передачи (ЭД) $k_D = 12 \text{ рад/А с}$, коэффициент передачи редуктора $k_P = 10^{-2}$, постоянная времени разгона двигателя, нагруженного на редуктор $T_D = 0,1 \text{ с}$.

6. Изобразить функционально-кинематическую схему ГСП с антенной РЛС и гироскопом, чувствительным к φ_Z платформы. Указать направления векторов угловых скоростей, сил и моментов сил. Определить в установившемся режиме скорость прецессии гироскопа и момент сил, действующих на платформу со стороны гиромотора. Оценить угловую скорость и направление поворота платформы, если угловая скорость поворота корпуса ЛА $\omega_Z = 0,2 \text{ рад/с}$, частота вращения ротора гироскопа $\Omega = 5 \cdot 10^3 \text{ об/мин}$, его момент инерции $J_P = 2 \text{ кг м}^2$.

7. На ГСП течение 1 с действует возмущающий момент $M_B = 50 \text{ Н м}$, в результате чего она разворачивается по крену с ускорением $\dot{\omega}_\nu = 0,5 \text{ рад/с}$. Считая ГСП безынерционным, определить k_P редуктора сервопривода, если максимальная скорость ЭД $\omega_D = 5 \cdot 10^3 \text{ об/мин}$. Определить величину M_G , если момент инерции ротора $J = 0,5 \text{ Н м с}^2$, скорость его вращения $\Omega = 10^4 \text{ об/мин}$. Привести функционально-кинематическую схему ГСП, изобразить векторы угловых скоростей и моментов в правой системе координат.

8. Изобразить функционально-кинематическую схему СГП антенны РЛС по углу тангажа. Полагая, что все электротехнические устройства в схеме – это устройства постоянного тока, считать прямым включением «плюс» такое, при котором вращательные движения совершаются против часовой стрелки, а встречным – «минус» – по часовой. Составить структурную схему СГП, определить ошибку в установившемся режиме и время, за которое антенна повернется на угол $\theta = 30^\circ$ с момента подачи тока на задатчик момента (ММ), если известны: ток $J_{MM} = 0,1 \text{ А}$ коэффициенты передачи: $k_{MM} = 1 \text{ Н м/А}$, $H_G = 100 \text{ Н м с}$, $k_Y = 10 \text{ В/А}$, $k_{ЭД} = 4 \text{ рад/А с}$, $k_P = 0,01$.

9. По функциональной схеме ГСН с СГП составить её структурную схему. Определить математическое ожидание и дисперсию ошибки в системе, если помеха присутствует на входе ГСН в виде углового шума цели $\xi(t)$, либо на выходе дискриминатора в виде собственного шума ПУ $n(t)$, либо при их одновременном воздействии. Исходные данные: входное воздействие $\varphi_{Ц}(t) = \varphi_{Ц0} + \xi(t)$, где $\varphi_{Ц0} = 15^0$; спектральные плотности мощности помех $N_{\xi}(\omega) = 0,1 \text{ рад}^2 \text{ с}$, $N_n(\omega) = 0,02 \text{ В}^2 \text{ с}$; параметры ДЗ системы $S_{ПУ} = 10 \text{ В/рад}$; $\Delta f_{ПУ} = 0,510^2 \text{ Гц}$; $k_{ММ} = 1 \text{ Н м/А}$; $H = 10^3 \text{ Н м с}$; $k_D = 6 \text{ В/рад}$; $k_Y = 10 \text{ В/А}$; $k_{ЭД} = 4 \text{ рад/А с}$; $T_D = 0,1 \text{ с}$; $k_p = 0,01$.

10. В контуре управления ракетой применена ГСН с СГП. При наведении ракеты линия визирования цели, находящейся под углом $\varphi_{Ц} = 1 \text{ рад}$ в вертикальной плоскости, поворачивается с постоянной угловой скоростью $\omega_{Ц} = 0,01 \text{ рад/с}$. Определить ошибку в установившемся режиме и скорость изменения сигнала на выходе ПУ ГСН, если известно, что крутизна пеленгационной характеристики ПУ $S_{ПУ} = 10 \text{ В/рад}$; коэффициенты передачи УМ сигнала, поступающего на ММ, $k_{УМ} = 10 \text{ А/В}$, моментного мотора $k_{ММ} = 10 \text{ Н м/А}$, гироскопа $k_G = 1,5 \cdot 10^{-3} (\text{Н м с})^{-1}$; параметры сервопривода платформ $k_{СП} = 1$, $T_{СП} = 0,01 \text{ с}$.

7. АВТОПИЛОТ

7.1. Назначение и принцип работы автопилота

Автопилот – это автоматическая система управления рулевыми органами ЛА с целью обеспечения требуемых значений траекторных параметров полета. Функциональная схема автопилота приведена на рис. 9.

Автопилот обрабатывает задающие воздействия $U_3(t)$, поступающие от систем траекторного управления или пилота, измеряет траекторные параметры движения ЛА с помощью ДОС, сопоставляет сигналы ООС – $U_{ОСi}(t)$ с командным сигналом $U_K(t)$. При наличии рассогласования $\varepsilon(t) = U_K(t) - \sum_i U_{ОСi}(t)$ автопилот корректирует положение рулей таким образом, чтобы свести рассогласование к нулю.

Автопилот – многоканальная система автоматического управления. Количество каналов АП определяется числом степеней свободы угловых движений ЛА, по которым осуществляется управление, например, по углам тангажа $\Theta(t)$, рыскания $\psi(t)$ и крена $\gamma(t)$, за счет отклонения рулей высоты δ_B , направления δ_H и элеронов $\delta_{Э}$.

В соответствии с программой управления на входы каналов управления автопилота поступают задающие воздействия $U_3(t)$. Сформированные команды управления $U_K(t)$ сравниваются с сигналами обратных связей

автопилота $U_{OCi}(t)$, которые являются оценками текущих значений траекторных параметров ЛА. Сигналы корректирующего управления $U_Y(t)$ (сигналы ошибок) с помощью сервоприводов рулей (СПР) преобразуются в углы отклонения рулей $\delta(t)$. Выполнены СПР в виде следящих систем автоматического управления угловым положением рулей $\delta(t)$ по сигналам $U_Y(t)$. На практике функции ВУ и дискриминатора СПР часто совмещают.

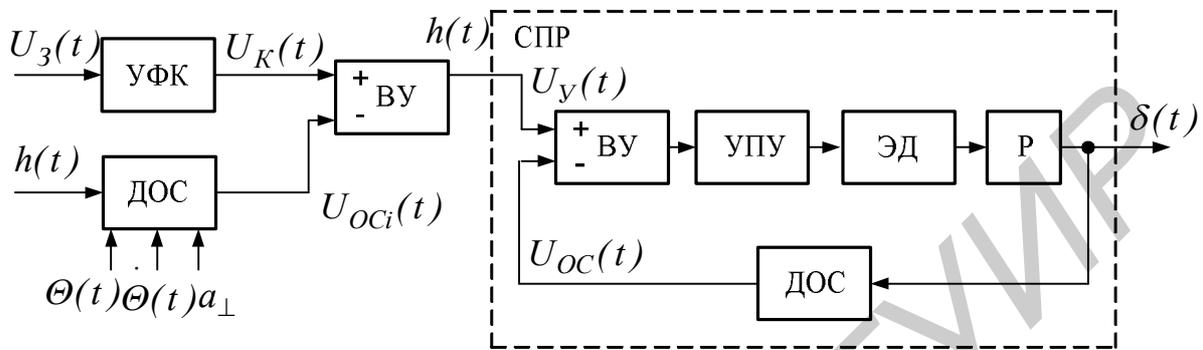


Рис. 9. Функциональная схема автопилота

Автопилот решает следующие *основные задачи*:

1. *Реализует закон управления* – обеспечивает требуемую функциональную связь $\delta(t) = F(U_3(t))$ между углом отклонения руля $\delta(t)$ и сигналом $U_3(t)$, который задает требуемые значения траекторных параметров $\gamma_1(t), \gamma_2(t), \dots, \gamma_N(t)$ движения ЛА и их текущими значениями $X_1(t), X_2(t), \dots, X_N$.

2. *Противодействует случайным разворотам ЛА*, возникающим из-за аэродинамических воздействий со стороны воздушной среды при его полете в атмосфере.

3. *Стабилизирует передаточные числа ЛА* – коэффициенты пропорциональности между задающим воздействием $U_3(t)$ и траекторными параметрами движения ЛА. В противном случае эти параметры существенно зависели бы от массы ЛА, изменяющейся в полете, от высоты и скорости полета, состояния атмосферы и др.

4. *Улучшает динамические характеристики ЛА* как объекта управления, например, обеспечивает оптимальный коэффициент демпфирования (заглушения паразитных колебаний корпуса), повышает быстродействие – уменьшает постоянную времени разворота ЛА.

Последние три задачи решаются благодаря стабилизирующим свойствам систем управления с ООС, в частности, благодаря наличию контуров стабилизации траекторных параметров движения ЛА, которые можно выделить в структурной схеме автопилота.

Под законом управления автопилота понимают требуемую зависимость между отклонением руля $\delta(t)$, входными воздействиями $U_3(t)$ и сигналами обратных связей $U_{OCi}(t) = W_{OCi}(p)X_i(t)$, которые измеряются ДОС:

акселерометрами, датчиками углов, угловых скоростей и ускорений, линейных отклонений, высоты ЛА и др.

В общем виде законы управления автопилотов можно представить как

$$\delta(t) = W_{СП}(p) \cdot (W_K(p) \cdot U_3(t) - \sum_{i=1}^n W_{OCi}(p) \cdot X_i(t)),$$

где $W_{СП}(p)$, $W_K(p)$, $W_{OCi}(p)$ – коэффициенты передачи СПР, УФК, ДОС.

В зависимости от вида обратной связи в СПР законы управления автопилота могут существенно различаться. Принимая во внимание то обстоятельство, что СПР можно считать безынерционным по сравнению с инерционностью ЛА, а значения их статических коэффициентов передачи в разомкнутом состоянии намного больше единицы, можно выделить следующие законы управления:

1. Для автопилота с жесткой обратной связью (ЖОС)

$$\delta(t) = [W_K(p) \cdot U_3(t) - \sum_{i=1}^n W_{OCi}(p) \cdot X_i(t)] \cdot k_{ЖОС}^{-1}.$$

2. Для автопилота со скоростной обратной связью (СОС)

$$p \cdot \delta(t) = [W_K(p) \cdot U_3(t) - \sum_{i=1}^n W_{OCi}(p) \cdot X_i(t)] \cdot k_{СОС}^{-1}.$$

3. Для автопилота с изодромной обратной связью (ИОС)

$$\frac{p \cdot T_{И}}{1 + p \cdot T_{И}} \cdot \delta(t) = [W_K(p) \cdot U_3(t) - \sum_{i=1}^n W_i(p) \cdot X_i(t)] \cdot k_{ИОС}^{-1},$$

где $T_{И}$ – постоянная времени изодромного звена.

7.2. Силовой привод рулей ЛА

Силовой привод рулей ЛА – это следящая система, в которой реализуется принцип управления по рассогласованию. Роль дискриминатора в системе (см. рис. 9) выполняет ВУ, которое формирует сигнал $U_D(t)$ путем сравнения сигналов $U_Y(t) - U_{OC}(t) = \Delta U(t)$ и последующего преобразования в $U_D = S_D \Delta U(t)$, где S_D – крутизна дискриминационной характеристики. Для преобразования $U_D(t)$ в ток $I_B(t)$ обмотки возбуждения ЭД предназначено УПУ. Оно обладает существенно более высоким быстродействием по сравнению с РМ. Поэтому уравнение связи его выхода с входом можно записать в виде $I_B(t) = S_Y U_D(t)$, где S_Y – крутизна проходной характеристики или коэффициент усиления УПУ по переменному току.

В простейшем случае РМ представляет собой ЭД с редуктором Р. Выходной вал Р прикреплен к плоскости руля. Редуктор в СПР – это механическое устройство, имеющее входной и выходной валы, которые связаны системой зубчатых колес, понижающих в k_P раз скорость вращения выходного вала по сравнению со скоростью входного. Реакцией РМ на входное воздействие $I_B(t)$ является угловое движение руля $\delta_p(t)$, а операторный коэффициент передачи РМ можно записать в виде

$W_{PM}(p) = k_{PM} / p(1 + p \cdot T_{PM})$, где $k_{PM} = k_{ЭД} \cdot k_P$ – коэффициент передачи рулевой машины; k_D и k_P – коэффициенты передачи ЭД и Р; T_{PM} – постоянная времени РМ, которая характеризует время разгона ЭД, нагруженного на Р.

Типы ДОС определяют виды передаточных функций цепей ООС СПР. По этому признаку различают автопилоты с жесткой (ЖОС), скоростной (СОС) и изодромной (ИОС) обратными связями.

Операторные коэффициенты передачи соответствующих цепей ООС записываются в виде $W_{ИОС}(p) = k_{ИОС} \cdot p \cdot T_{И} / (1 + p \cdot T_{И})$; $W_{СОС}(p) = p \cdot k_{СОС}$; $W_{ЖОС}(p) = k_{ЖОС}$.

Операторные коэффициенты передачи СПР и законы управления автопилотов записываются по правилам составления структурных схем следящих систем.

Сервоприводы рулей различаются не только видами цепей ООС, но и принципами построения РМ, характеристики которой во многом определяют показатели качества СПР. Например, применение РМ с гидравлическими поршнями (РМ с ГП) вместо электродвигателя с редуктором (ЭД и Р) на порядок повышает быстродействие СПР, однако и астатизм системы понижается на порядок.

7.3. Задачи

Для всех задач данного раздела абсолютные значения параметров ДЗ имеют следующие исходные значения. Статические коэффициенты передачи: ВУ – $S_D = 10$; УПУ – $S_V = 20 A/V$; ЭД – $k_{ЭД} = 45 \text{ рад}/A \cdot c$; РМ с ГП – $k_{ГП} = -0,1 \text{ рад}/A$; Р – $k_P = 0,01$; ДОС – $k_{ЖОС} = 10 B/\text{рад}$; $k_{СОС} = 20 B \cdot c/\text{рад}$; $k_{ИОС} = 15 B/\text{рад}$. Постоянные времени: РМ с ЭД – $T_{PM} = 0,1 c$; РМ с ГП – $T_{PM} = 0,01 c$, цепи ИОС – $T_{И} = 0,05 c$.

1. Составить функциональную и структурную схемы СПР АП с ЖОС. Указать знаки статических коэффициентов передачи ДЗ следящей системы, если известно, что положительному направлению тока $+I_B$ обмотки возбуждения ЭД соответствует положительное $+\omega_B$ вращение вала редуктора РМ, а УПУ является инвертирующим усилителем мощности. Определить величину и знак углового положения руля δ в установившемся режиме при $U_V = 2 B$ и ошибку регулирования.

2. Составить функциональную и структурную схемы СПР АП с ЖОС. Записать операторный $W_{СП}(p)$ и определить величину статического $k_{СП}$ коэффициентов передачи СПР, а также частоту колебаний выходной величины ω_0 и коэффициент демпфирования d этих колебаний. Оценить влияние изменения в пределах 20% глубины ЖОС на относительное изменение (в %) $k_{СП}$, ω_0 , d . Определить относительное изменение этих параметров при изменении на 20% из-за дестабилизирующих факторов коэффициента

передачи одного из ДЗ СПР, за исключением $k_{ЖОС}$. Сопоставить результаты и сделать выводы о стабилизирующих свойствах ЖОС.

3. Составить функциональную и структурную схемы СПР АП с ЖОС и СОС. Оценить влияние глубины ЖОС и СОС на величины: статического $k_{СП}$ коэффициента передачи; частоты колебаний руля ω_0 ; коэффициента демпфирования d . Оценить стабильность передаточного числа СПР ($k_{СП}$) при изменении на 20% из-за дестабилизирующих факторов коэффициента передачи одного из ДЗ СПР за исключением ДОС.

4. Составить функциональную и структурную схемы СПР АП с ИОС. Записать операторный коэффициент передачи $W_{СП}(p)$ и определить величину статического $k_{СП}$. Определить порядок астатизма системы на частотах $\omega < \omega_H$, при которых $|j\omega T_H| \ll 1$ и на частотах $\omega > \omega_B$, при которых $|j\omega T_H| \gg 1$. Сделать вывод о влиянии ИОС на величины динамических ошибок по скорости и ускорению в диапазоне частот $\omega_H < \omega < \omega_B$.

5. Определить и сопоставить величины ошибок в установившемся режиме двух СПР с ЖОС при статическом $U_Y(t) = 2B$ и динамическом $U_Y(t) = 2B - 0,5t$ воздействиях. Первая система имеет СПР в составе: ВУ, УПУ, РМ с ГП, а вторая – ВУ, УПУ, РМ с ЭД. Сделать выводы о влиянии астатизма систем на величины ошибок.

6. Определить величины ошибок в установившемся режиме двух СПР при статическом $U_Y(t) = 2B$ и динамическом $U_Y(t) = 2B - 0,5t$ воздействиях. Первая СПР с ЖОС имеет в составе: ВУ, УПУ, РМ с ЭД, а вторая СПР с ЖОС и СОС имеет в составе: ВУ, УПУ, РМ с ГП. Сравнить результаты, сделать выводы о влиянии астатизма систем на величины ошибок.

7. Оценить влияние изменения на 50% величины $k_{ЖОС}$ СПР с ЖОС, в состав которой входят: ВУ, УПУ, РМ с ЭД. Определить величину показателя быстродействия – время регулирования T_p .

8. В состав автопилота по каналу курса входят: УФК, СПР с ЖОС; имеющий в составе РМ с ЭД; позиционный гироскоп; акселерометр. Составить функциональную схему автопилота, записать закон управления.

9. В состав автопилота по каналу тангажа входят: УФК, СПР с СОС, имеющий в составе РМ с ГП; позиционный гироскоп; скоростной гироскоп; акселерометр. Составить функциональную схему автопилота, записать закон управления.

10. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ИОС, имеющий в составе РМ с ЭД; позиционный и скоростной гироскопы. Составить функциональную схему автопилота, записать закон управления.

8. ДИНАМИЧЕСКОЕ ЗВЕНО «АВТОПИЛОТ-РАКЕТА»

Сложность математического описания трёхмерного управляемого движения ЛА в атмосфере делает целесообразным его рассмотрение в линейном приближении. Это возможно при наличии стабилизации ЛА по

крену. Отсутствие крена ЛА исключает взаимную аэродинамическую связь движений в вертикальной и горизонтальной плоскостях, и их можно представить в виде двух независимых плоских движений – продольного и бокового. Симметрия конструкции крестокрылой ракеты обуславливает практически одинаковую динамику ракеты в вертикальной и горизонтальной плоскости. Поэтому достаточно рассмотреть, например, продольное движение ракеты, т.е. движение в вертикальной плоскости.

Во время полета наблюдаются существенные изменения параметров операторного коэффициента передачи ДЗ «Ракета», однако путем следящего управления удастся стабилизировать коэффициенты передачи системы «Автопилот – Ракета» («А–Р») и парировать случайные возмущения.

В следящей системе «А–Р» ракета является объектом управления. Управитель состоит из СПР рулей, а датчики пространственного положения и параметров движения ракеты (ДОС) являются звеньями цепей ООС. В качестве дискриминатора этой системы используется ВУ, а в простейшем случае – суммирующий усилитель на входе СПР. Структурная схема этой системы в контуре Сист.РУ представляет собой ДЗ «А–Р». Закон управления автопилота в канале управления продольным движением запишется в виде

$$\delta_P(t) = W_{СП}(p)[U_3(t) - (k_\theta \theta(t) + k_{\dot{\theta}} \dot{\theta}(t) + k_\alpha \alpha(t))],$$

где $k_\theta, k_{\dot{\theta}}, k_\alpha$ – коэффициенты передачи измерителей (ДОС) соответствующих траекторных параметров ракеты.

Введение ООС с помощью ДОС позволяет существенно улучшить динамические свойства ДЗ «А–Р» и стабилизировать его статические коэффициенты передачи (передаточные числа).

Так, например, введение сигнала ООС от giroизмерителя угловой скорости тангажа ракеты $\dot{\theta}(t)$ (скоростного гироскопа) позволяет увеличить коэффициент демпфирования ($d_{A-P} > d$) ракеты по углу атаки и несколько улучшить быстродействие – увеличить частоту колебаний $\omega_{A-P} > \omega_\theta$. Для еще большего увеличения этой частоты, т.е. расширения эквивалентной полосы пропускания ДЗ «А–Р», вводится ООС по ускорению $a_\perp(t)$, которое измеряется акселерометром. Жесткая ООС осуществляется посредством установки позиционного гироскопа, измеряющего угол тангажа $\theta(t)$. Она позволяет, как и в любой следящей системе, стабилизировать коэффициенты передачи ДЗ «А–Р». Кроме того, введение глубокой ЖОС приводит к устранению колебательности ДЗ «А–Р». Переходный процесс в нем становится близким к апериодическому, а следовательно, снижаются затраты энергии в переходных режимах управления на заглушение (демпфирование) колебаний корпуса относительно направления вектора скорости ракеты.

8.1. Задачи

Для всех задач данного раздела абсолютные значения параметров ДЗ имеют следующие исходные значения. Статические коэффициенты передачи: ВУ – $S_D = 10$; УПУ – $S_Y = 20A/B$; РМ с ГП – $k_{ГП} = -0,1 \text{ рад}/A$; Р – $k_P = 0,01$;

$DOS - k_{ЖОС} = 10B / рад; \quad k_{СОС} = 20Bc / рад; \quad k_{ИОС} = 15B / рад.$
 Постоянные времени: РМ с ЭД – $T_{PM} = 0,1c$; РМ с ГП – $T_{PM} = 0,01c$, цепи ИОС – $T_{II} = 0,05c$.
 Параметры ДЗ «Ракета»: $a_{\delta} = 15 \cdot 10^3 рад/c^2$; $d = 0,6$; $\omega_0 = 20Гц$; $T_v = 0,1c$; коэффициент передачи УФК – $k_{УФ} = 4$; позиционный гироскоп – $k_{ПГ} = 10B / рад$; скоростной гироскоп – $k_{СГ} = 20Bc$; акселерометр – $k_A = 2Bc^2 / м.$

1. Составить структурную схему ДЗ «А–Р» контура управления в вертикальной плоскости, в состав которого входят: УФК; СПР с ЖОС; ДЗ «Ракета»; позиционный гироскоп. Определить передаточные числа автопилота по углу атаки α , углу кабрирования ϑ и углу тангажа θ .

2. В состав ДЗ «А–Р» по каналу курса входят: УФК; СПР с ЖОС; ДЗ «Ракета»; позиционный гироскоп и акселерометр. Составить функциональную и структурную схемы ДЗ «А–Р», записать выражение и определить значения передаточных чисел автопилота.

3. В состав автопилота по каналу тангажа входят: УФК; СПР с СОС; ДЗ «Ракета»; позиционный гироскоп; скоростной гироскоп и акселерометр. Составить функциональную схему и структурную схемы ДЗ «А–Р». Определить величину $\delta(t)$, $\theta(t)$ в установившемся режиме при $U_3(t) = 0,5B$.

4. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ИОС; позиционный и скоростной гироскопы. Составить функциональную схему и структурную схемы ДЗ «А–Р», определить передаточные числа АП от воздействия $U_3(t) = 0,5(B)$ к углу α и углу θ , определить их величины в установившемся режиме.

5. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ЖОС; позиционный и скоростной гироскопы; акселерометр. Составить функциональную и структурную схемы ДЗ «А–Р». Определить время установления угла атаки при резком отклонении рулей, вызванное $U_3(t) = 0,1\sigma(t) (B)$.

6. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ЖОС и СОС; позиционный гироскоп. Составить функциональную схему и структурную схемы ДЗ «А–Р», записать его передаточную функцию, определить ошибку установившегося режима при воздействии $U_3(t) = 0,2 + 0,1t (B)$.

7. В ДЗ «А–Р» по условию задачи 1 введен скоростной гироскоп. Определить ошибку установившегося режима в системе без скоростного гироскопа и с ним при $U_3(t) = 0,1 + 0,2t (B)$. Сделать выводы о влиянии введения ЖОС и СОС в систему.

8. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ЖОС; позиционный и скоростной гироскопы; акселерометр. Составить функциональную схему и структурную схемы ДЗ «А–Р», записать его передаточную функцию, определить ошибку установившегося режима от воздействия к угловой скорости поворота вектора скорости ракеты, при воздействии $U_K(t) = 2(B)$ и величину $U_3(t)$, если навигационная постоянная, реализованная в контуре системы радиуправления, $A = 4$.

9. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ЖОС; позиционный гироскоп. Составить функциональную схему и структурную схемы ДЗ «А–Р», определить значения $\delta(t)$ в установившемся режиме при воздействиях $U_3(t) = 0,2(B)$ и $U_3(t) = 0,2 - 0,1t(B)$.

10. В состав автопилота входят: УФК; СПР с ЖОС; позиционный и скоростной гироскопы. Составить функциональную и структурную схемы ДЗ «А–Р», записать его передаточную функцию, определить время регулирования при воздействии $U_3(t) = 0,2\sigma(t)(B)$ и допустимой ошибке в системе не более 5% от установившегося значения.

Библиотека БГУИР

ЛИТЕРАТУРА

1. Основы радиоуправления /Под ред. В.А. Вейцеля и В.Н. Типугина. – М.: Сов. радио, 1973.
2. Гуткин Л.С., Пестряков В.Б., Типугин В.Н. Радиоуправление. – М.: Сов. радио, 1970.
3. Максимов М.В., Горгонов Г.И. Радиоэлектронные системы самонаведения. – М.: Радио и связь, 1982.
4. Синяков А.Н., Шаймарданов Ф.А. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками: Учеб. для студ. втузов. – М.: Машиностроение, 1991.
5. Бессекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования.– М.: Наука, 1972.
6. Советов Б. Я., Яковлев С.А. Моделирование систем: Учеб. для вузов.– М: Высш. шк., 1985.
7. Ягодкин В.В., Хлебников Г.А. Гироскопические приборы баллистических ракет. – М.: Воениздат, 1967.
8. Справочник по теории автоматического управления /Под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука, 1987.
9. Филлипс Ч., Харбор Р. Системы управления с обратной связью. – М.: Лаборатория базовых знаний, 2001.
10. Мирошник И.В. Теория автоматического управления. Линейные системы. – СПб.: Питер, 2005.
11. Типугин В.Н., Вейцель В.А. Радиоуправление. – М.: Сов. радио, 1962.
12. Саломатин С.Б. Методическое пособие к практическим занятиям по дисциплине «Основы радиоуправления» для студентов специальности «Радиотехнические системы». – Мн.: БГУИР, 1997.
13. Ганкевич С.А., Саломатин С.Б. Методическое пособие по практическим занятиям по дисциплине «Радиоавтоматика» для студентов радиотехнических специальностей: В 2 ч. Ч.1. – Мн.: БГУИР, 1994.
14. Ганкевич С.А., Саломатин С.Б. Методическое пособие по практическим занятиям по дисциплине «Радиоавтоматика» для студентов радиотехнических специальностей: В 2 ч. Ч.2. – Мн.: БГУИР, 1994.
15. Демидович Г.Н. Исследование динамических звеньев контуров систем радиоуправления: Метод. пособие к выполнению лабораторной работы по дисц. «Системы радиоуправления» для студ. спец. «Радиоэлектронные системы». – Мн.: БГУИР, 2003.
16. Ганкевич С.А., Демидович Г.Н. Исследование систем самонаведения: Метод. указания к циклу лабораторных работ по дисциплине «Системы радиоуправления» для студ. спец. «Радиоэлектронные системы». – Мн.: БГУИР, 2002.

Учебное издание

Демидович Геннадий Николаевич

«Системы радиоправления»

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ К ПРАКТИЧЕСКИМ ЗАНЯТИЯМ ДЛЯ
СТУДЕНТОВ СПЕЦИАЛЬНОСТИ I-39 01 02 «РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ»
ДНЕВНОЙ ФОРМЫ ОБУЧЕНИЯ

В 2-х ЧАСТЯХ

Часть 1

Основы радиоправления

Редактор Т.П. Андрейченко

Корректор Н.В. Гриневич

Подписано в печать	Формат 60×84 1/16.	Бумага офсетная.
Гарнитура «Таймс».	Печать ризографическая.	Усл. печ. л.
Уч.-изд. л. 3,0	Тираж 100 экз.	Заказ 102.

Издатель и полиграфическое исполнение: Учреждение образования
«Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники»

Лицензия на осуществление издательской деятельности № 02330/0056964 от 01.04.2004.

Лицензия на осуществление полиграфической деятельности № 02330/0131518 от 30.04.2004.

220013, Минск, П. Бровки, 6