

АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОГО АНТЕННОГО УСТРОЙСТВА

Симович Т.Е.,

научный руководитель канд. техн. наук Колбасина Н.А.

Сибирский Федеральный Университет

Гироскопические системы (ГС) применяются на различных подвижных объектах для решения задач управления, ориентации и навигации. В частности широко применяются в навигационных устройствах и системах управления кораблей и летательных аппаратов, а также в системах ориентации антенн, телескопов и других приборов, установленных на движущихся объектах.

Основным элементом любой гироскопической системы является гироскоп с двумя или тремя степенями свободы, включая степень свободы относительно его главной оси.

По принципу действия гироскопические системы делятся на:

1) Непосредственные - устройства, в которых непосредственно используются стабилизирующие свойства трёхстепенного гироскопа. Применяются в качестве успокоителей бортовой качки корабля, стабилизаторов вагона однорельсовой ж. д. и др. Подобные гироскопические системы называются гироскопическими следящими системами.

2) Силовые — электромеханические устройства, содержащие, кроме гироскопов, специальные двигатели для преодоления воздействия на стабилизируемый объект внешних возмущающих моментов. Применяются на кораблях, летательных аппаратах и других объектах для стабилизации отдельных приборов и устройств.

3) Индикаторные - системы автоматического регулирования, в которых гироскопические устройства, установленные на стабилизируемом объекте (например, платформе), являются чувствительными или задающими элементами, определяющими положение объекта и управляющими следящими системами. Стабилизация же объекта (платформы) осуществляется с помощью следящих систем. В качестве чувствительных элементов, реагирующих на угловые скорости или углы отклонения платформы, применяют двухстепенные гироскопы и гиротаксометры. Используются в инерциальных навигационных системах, устанавливаемых на кораблях и летательных аппаратах.

В данной работе рассматривается элемент системы слежения, а именно навигационная антенна (антенно-фидерного устройства прибора АК-20М, корабельного базирования), в которой используются гироскопические системы индикаторного типа.

Точностные характеристики ГС – главные факторы, определяющие эффективность выполнения задачи, поставленной перед системой ориентации или навигации. Однако основное свойство гироскопа нарушается при действии вредных моментов относительно осей подвеса и приводит к значительному увеличению погрешностей метода измерений.

В качестве системы гироскопической стабилизации рассматривается система автоматического регулирования, обеспечивающая на движущемся объекте (корабле) сохранения определенной угловой ориентации некоторого тела относительно системы координат, оси которой определенным образом ориентированы в пространстве.

Данная работа посвящена обеспечению точности наведения гиростабилизированного антенного устройства корабельного базирования.

Были установлены факторы, влияющие на точность наведения системы стабилизации:

- 1) Компенсация углов возмущающего воздействия со стороны палубы корабля.
- 2) Динамические возмущения в результате работы привода.
- 3) Технологические погрешности изготовления конструкции.

Рассмотренная в данной работе система стабилизации является многоступенчатой. Таким образом, поставленная задача сводится к преобразованию угловых координат. Для ее решения воспользуемся матричным методом.

При рассмотрении вопросов стабилизации будем пренебрегать вращением Земли и ее кривизной. Примем, что корабль движется с постоянной скоростью и постоянным курсом.

На рисунке 1 показаны углы рыскания и качки, где дугами больших кругов показаны соответствующие углы наклона корабля и наведения измерительного устройства.

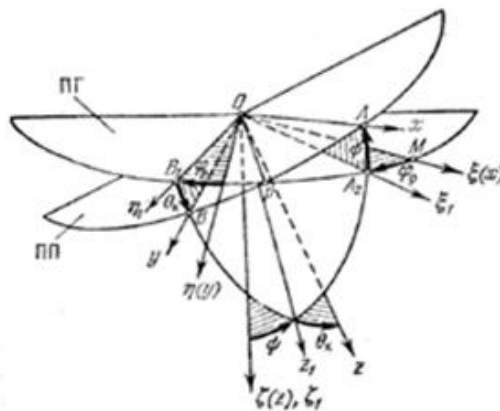


Рисунок 1 – Углы рыскания и качки

Оси системы направлены так, что Ox совпадает с продольной осью корабля, Oy - с поперечной осью, а Oz перпендикулярна к плоскости палубы (ПП) корабля. Взаимное положение координатных систем $O\xi\eta\zeta$ и $Ox_1y_1z_1$ определяется углами рыскания $\phi_p = \angle MA_2$, дифферента (килевая качка) $\psi = \angle A_2A$ и крена (бортовой качки) $\theta_k = \angle B_1B$.

На рисунке 2 показаны углы, характеризующие курс корабля относительно географически ориентированных осей.

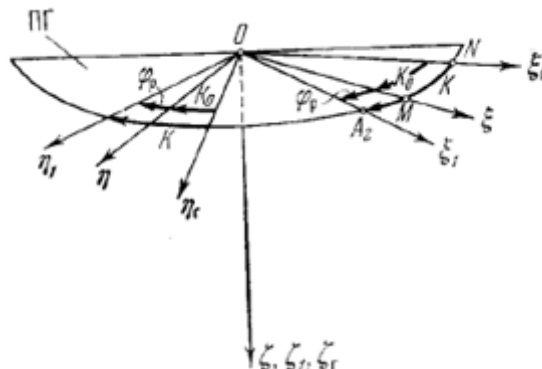


Рисунок 2 – Углы, характеризующие курс корабля относительно географически ориентированных осей

Перевод подвижной системы координат из исходного положения $O\xi\eta\zeta$ в заданное положение $Ox_1y_1z_1$ может быть осуществлен тремя последовательными вращениями:

1) Поворотом подвижных осей вокруг $O\xi$ на угол рыскания корабля φ_p (1):

$$A_{\varphi_p} = \begin{vmatrix} \cos\varphi_p & \sin\varphi_p & 0 \\ -\sin\varphi_p & \cos\varphi_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (1)$$

2) Поворотом подвижных осей вокруг $O\eta_1$ на угол дифферента корабля ψ (2):

$$A_{\psi} = \begin{vmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{vmatrix} \quad (2)$$

3) Поворотом подвижных осей вокруг Ox на угол крена корабля θ_k (3):

$$A_{\theta_k} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_k & \sin\theta_k \\ 0 & -\sin\theta_k & \cos\theta_k \end{vmatrix} \quad (3)$$

Применяя известное правило умножения матриц к (1,2,3) получим (4):

$$A = \begin{vmatrix} \cos\varphi_p \cos\psi & \sin\varphi_p \cos\psi & -\sin\psi \\ \cos\varphi_p \sin\psi \sin\theta_x & -\cos\varphi_p \cos\theta_x & +0 \\ -\sin\varphi_p \cos\theta_x & +\sin\varphi_p \sin\psi \sin\theta_x & \cos\psi \sin\theta_x \\ \sin\varphi_p \sin\theta_x & +\sin\varphi_p \sin\psi \cos\theta_x & -0 \\ +\cos\varphi_p \sin\psi \cos\theta_x & -\cos\varphi_p \sin\theta_x & \cos\psi \cos\theta_x \end{vmatrix} \quad (4)$$

Рассмотрим ориентацию корабельных осей $Oxuz$ относительно географических осей $O\xi\eta_1\zeta_\Gamma$. Где матрицу A_Γ можно получить заменив угол рыскания на курс корабля K , тогда получим выражение (5):

$$A_\Gamma = \begin{vmatrix} \cos K \cos\psi & \sin K \cos\psi & -\sin\psi \\ \cos K \sin\psi \sin\theta_x & -\cos K \cos\theta_x & +0 \\ -\sin K \cos\theta_x & +\sin K \sin\psi \sin\theta_x & \cos\psi \sin\theta_x \\ \sin K \sin\theta_x & +\sin K \sin\psi \cos\theta_x & -0 \\ +\cos K \sin\psi \cos\theta_x & -\cos K \sin\theta_x & \cos\psi \cos\theta_x \end{vmatrix} \quad (5)$$

Для изучения конструкции системы стабилизации необходимо знать ее динамику.

Для оценки точности стабилизации определяющим является значение угла стабилизации.

При последующем изложении принят за основу метод логарифмических амплитудных характеристик (л.ф.х.) как один из наиболее развитых методов инженерного синтеза систем автоматического регулирования.

Логарифмическая амплитудная характеристика, которой должна обладать система, то есть желаемая л.а.х. системы, должна быть расположена в области низких частот не ниже контрольной точки A_k (рисунок 3).

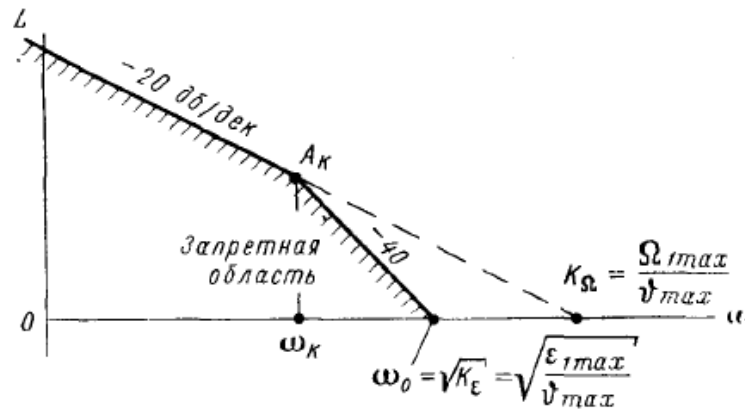


Рисунок 1 – Запретная область для низкочастотной части л.а.х. следящей системы воспроизведения угла

Где ω_0 – минимальные резонансные частоты, рад/с;

$\varepsilon_{1\max}$ – максимальное угловое ускорение управляющего воздействия;

$\Omega_{1\max}$ – максимальная скорость;

K_Ω – добротность по скорости системы, сек⁻¹.

На рисунке 3 показано, что ниже контрольной точки показатели системы ухудшаются, и использование этой области не уместно для качественной работы системы. Если л.а.х. не будет заходить в запретную область, то ошибка воспроизведения угла в системе не превысит заданную величину динамической ошибки.

По результатам проведенных расчетов амплитуда контрольной точки равна (6):

$$L_k(\omega_k) = 20 \cdot \log\left(\frac{\nu_{1\max}}{\nu_{\max}}\right) = 61.584 \text{ дБ}, \quad (6)$$

где $\nu_{1\max}$ – последняя амплитуда динамической ошибки;

$\nu_{\max} = 0.025$ – амплитуда динамической ошибки.

Критическая частота колебаний, равна (7):

$$\omega_k = \frac{\varepsilon_{\max}}{\Omega_{1\max}} = 1.047 \text{ рад/с}^2. \quad (7)$$

По этим данным определяется искомая граница запретной области.

Также была рассчитана базовая частота системы (8):

$$f_0 = \frac{\omega_0}{2\pi} = 5.8 \text{ Гц}. \quad (8)$$

Которая необходима для определения резонансных частот собственных колебаний по всем осям вращения антенны, которые должны быть $\geq 3 \cdot f_0$, то есть $\geq 17,3 \text{ Гц}$.

Была составлена расчетная схема динамических характеристик системы аналитическим методом, но решить данную задачу до конца невозможно, поэтому, в качестве решения предлагается использовать конечно – элементный метод моделирования по средствам программного продукта ANSYS Workbench.

Полученная конечно – элементная модель гиросtabilизированного антенного устройства была проанализирована и исследована на резонансные частоты, с целью обеспечения требуемой точности наведения системы.