

## Инерциальные навигационные системы

Сущность инерциальной навигации состоит в определении ускорения объекта и его угловых скоростей с помощью установленных на движущемся объекте приборов и устройств, а по этим данным — местоположения (координат) этого объекта, его курса, скорости, пройденного пути и др., а также в определении параметров, необходимых для стабилизации объекта и автоматического управления его движением. Это осуществляется с помощью:

1. датчиков линейного ускорения (акселерометров);
2. гироскопических устройств, воспроизводящих на объекте систему отсчёта (например, с помощью гиросtabilизированной платформы) и позволяющих определять углы поворота и наклона объекта, используемые для его стабилизации и управления движением.
3. вычислительных устройств (ЭВМ), которые по ускорениям (путём их интегрирования) находят скорость объекта, его координаты и др. параметры движения.

Практическая реализация методов И. н. связана со значительными трудностями, вызываемыми необходимостью обеспечить высокую точность и надёжность работы всех устройств при заданных весах и габаритах. Преодоление этих трудностей становится возможным благодаря созданию специальных технических средств — инерциальной навигационной системы. Преимущества методов инерциальной навигации состоят в автономности, помехозащищённости и возможности полной автоматизации всех процессов навигации. Благодаря этому методы инерциальной навигации получают всё более широкое применение при решении проблем навигации надводных судов, подводных лодок, самолётов, космических аппаратов и других движущихся объектов

Инерциальные навигационные системы (ИНС) имеют в своём составе датчики линейного ускорения (акселерометры) и угловой скорости (гироскопы или пары акселерометров, измеряющих центробежное ускорение). С их помощью можно определить отклонение связанной с корпусом прибора системы координат от системы координат, связанной с Землёй, получив углы ориентации: рыскание (курс), тангаж и крен. Линейное отклонение координат в виде широты, долготы и высоты определяется путём интегрирования показаний акселерометров. Алгоритмически ИНС состоит из курсовертикали и системы определения координат. Курсовертикаль обеспечивает возможность определения ориентации в географической системе координат, что позволяет правильно определить положение объекта. При этом в неё постоянно должны поступать данные о положении объекта. Однако технически система, как правило, не разделяется и (акселерометры, например, могут использоваться при выставке курсовертикальной части.

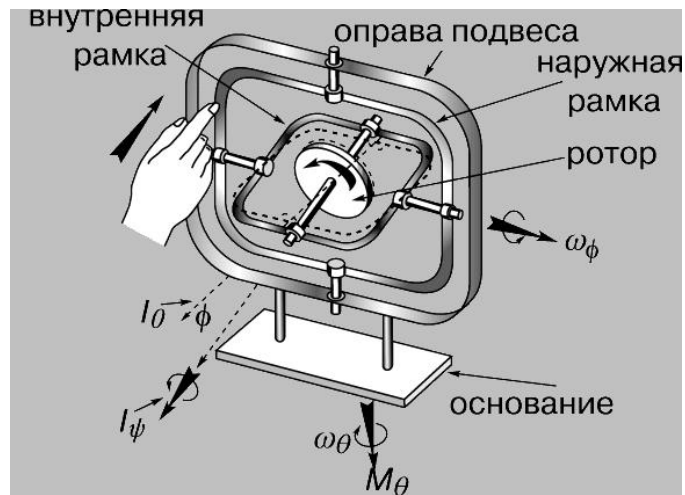
Инерциальные навигационные системы делятся на имеющие гиросtabilизированную платформу (ГИНС) и бесплатформенные (БИНС). В платформенных ИНС взаимная связь блока измерителей ускорений и гироскопических устройств, обеспечивающих ориентацию акселерометров в пространстве, определяет тип инерциальной системы. Известны три основных типа платформенных инерциальных систем.

1. Инерциальная система геометрического типа имеет две платформы. Одна платформа с гироскопами ориентирована и стабилизирована в инерциальном пространстве, а вторая с акселерометрами — относительно плоскости горизонта. Координаты самолета определяются в вычислителе с использованием данных о взаимном расположении платформ.

2. В инерциальных системах аналитического типа и акселерометры, и гироскопы неподвижны в инерциальном пространстве (относительно сколь угодно далёких звёзд). Координаты объекта получаются в счетно-решающем устройстве, в котором обрабатываются сигналы, снимаемые с акселерометров и устройств, определяющих поворот самого объекта относительно гироскопов и акселерометров.

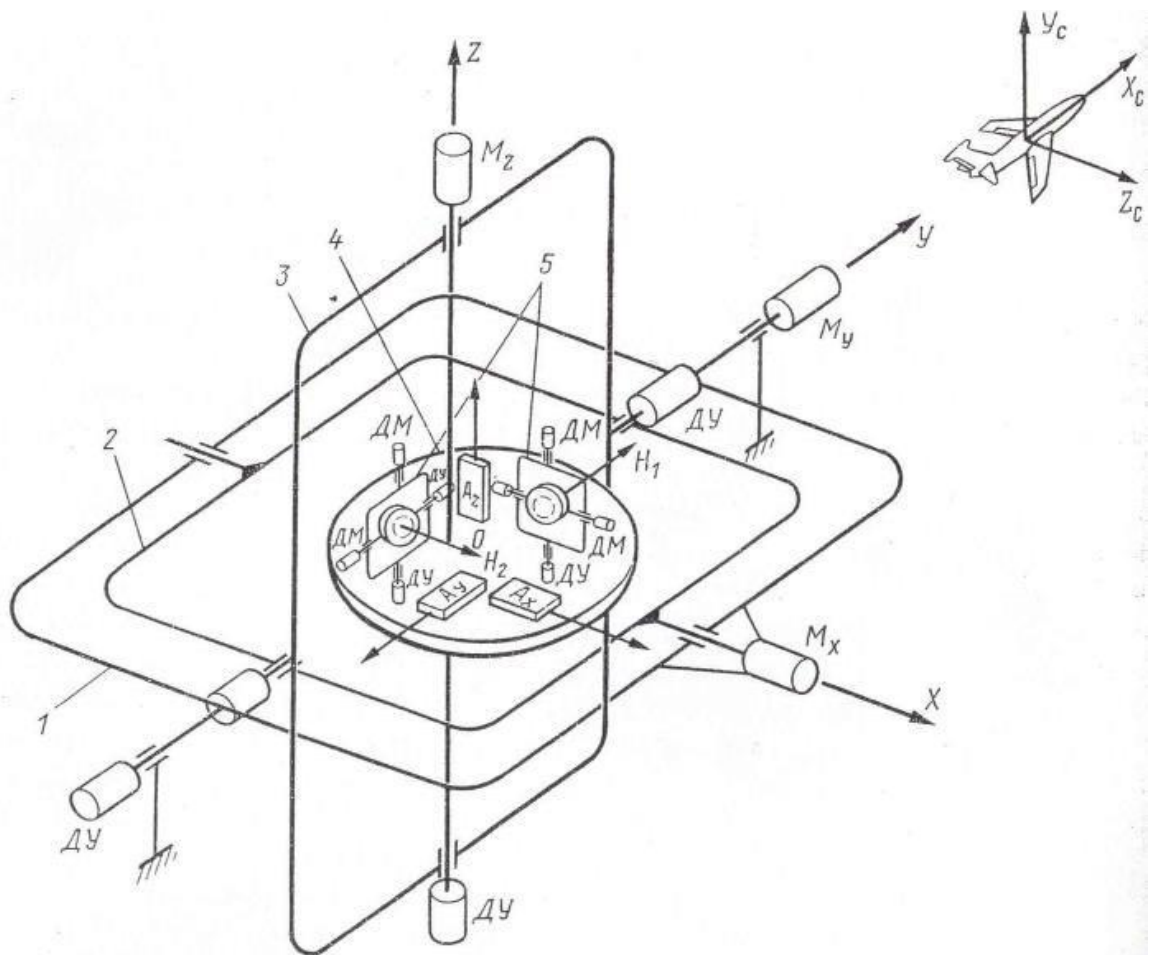
3. Полуаналитическая система имеет платформу, которая непрерывно стабилизируется по местному горизонту. На платформе имеются гироскопы и акселерометры. Координаты самолета или иного летательного аппарата определяются в вычислителе, расположенном вне платформы.

В БИНС акселерометры и гироскопы жестко связаны с корпусом прибора.



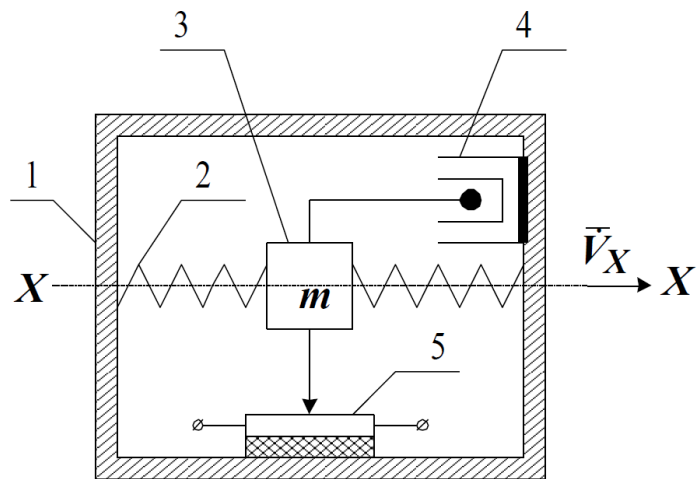
**Гироскоп с тремя степенями свободы (с двумя рамками карданова подвеса)**

$I_\psi$  - ось собственного вращения ротора, вдоль которой направлен его кинетический момент;  $I_0$  - опорное направление кинетического момента;  $\varphi$  - угол отклонения внутренней рамки карданова подвеса;  $\omega_\varphi$  - угловая скорость поворота внутренней рамки подвеса (прецессия);  $M_\theta$  - момент возмущающей внешней силы;  $\omega_\theta$  - угловая скорость поворота внешней рамки подвеса (нутация).



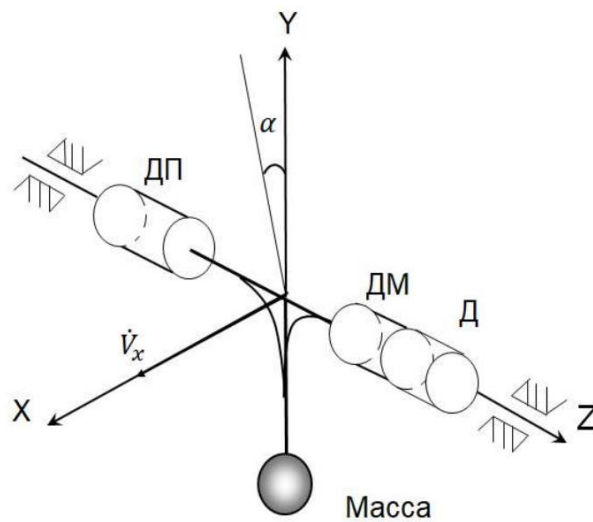
**Гиросtabilизированная платформа полуаналитической ИНС самолета**

$A_x, A_y, A_z$  – акселерометры; ДУ – датчики угла; ДМ – датчики моментов;  $M_x, M_y, M_z$  – двигатели



**Схема пружинного акселерометра линейных ускорений**

1 – корпус; 2 – пружины подвеса; 3 – чувствительный элемент – сейсмическая масса; 4 – воздушный демпфер; 5 – потенциометрический преобразователь.



**Схема маятникового акселерометра**

ДП – датчик, перемещения, ДМ – датчик момента, Д – демпфер.