

Алгоритмы управления полётом БЛА

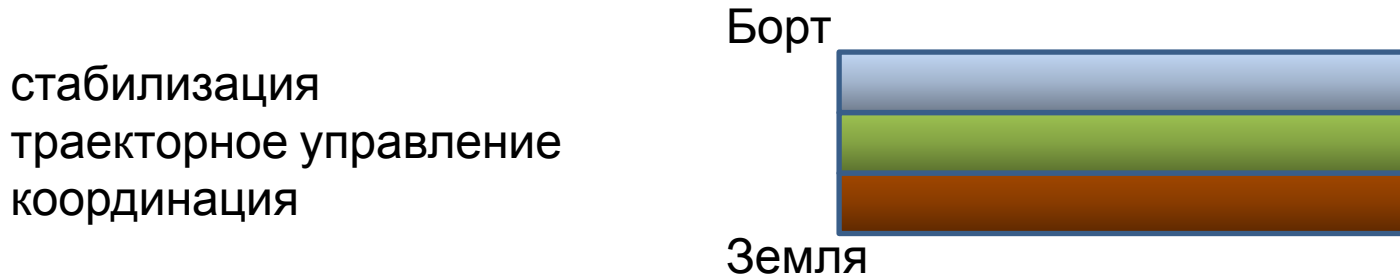
Система управления полётом (СУП) – часть управляющего комплекса БЛА

Аналогия с СУП других типов ЛА (беспилотных и пилотируемых)

Три уровня управления:

- координация (целеуказание, маршрутизация, наведение,...)
- траекторное управление (управление движением ЦМ)
- управление угловым движением (стабилизация, обеспечение устойчивости и управляемости)

Наземная и бортовая части СУП



Дистанционное пилотирование – ручная стабилизация и траекторное управление

Дистанционное управление – автоматическая стабилизация и ручное и траекторное управление

Автономный полёт – автоматические стабилизация и траекторное управление

Особенности для различных аэродинамических типов ЛА:

- планирующие (самолёты)
- мультироторные (коптеры) и с газодинамическим управлением
- вертолёты (управляемый вектор тяги винта)



© Akela Freedom

© Vitaly V. Kuzmin

Основной принцип аэродинамического управления ЛА планирующего типа

– создание (изменение) поперечных сил («подъёмной» и «боковой») путём изменения углов атаки и крена плоскокрылых аппаратов или углов атаки и скольжения - крестокрылых.

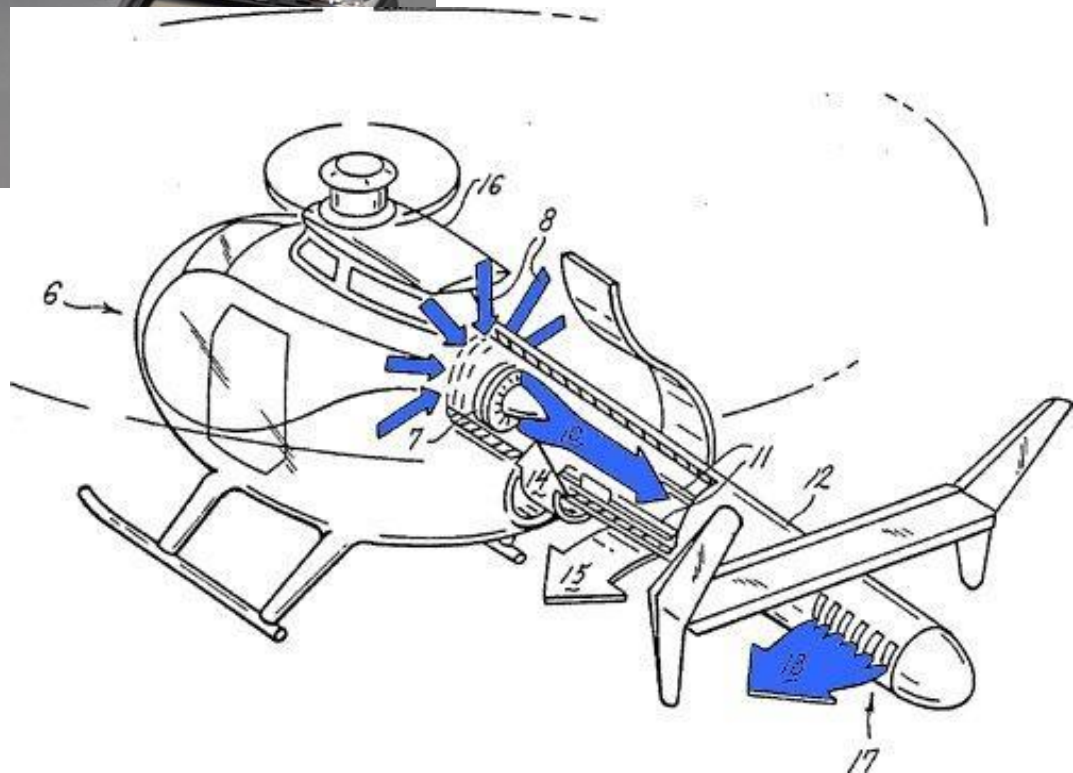
Альтернативы – непосредственное управление боковой и подъёмной силами средствами механизации крыла (закрылки, предкрылки, интерцепторы) или поворотным крылом, а также – газодинамическим управлением.

Изменение углов атаки, крена и скольжения – путем изменения углового положения ЛА – углов тангажа, крена и рыскания.

Моменты для изменения этих углов создаются рулями высоты (тангаж), направления (рыскание) и элеронами (крен).

Таким образом, **управление траекторным движением** (движением ЦМ) осуществляется **за счёт управления угловым движением.**

Система управления угловым движением – система стабилизации (автопилот), работающая в режимах стабилизации и слежения.



Основной принцип управления мультироторных ЛА и винтокрылых ЛА со струйным управлением

(вектор тяги – всегда по нормальной оси)

– создание (изменение) горизонтальных («пропульсивных») сил («продольной» и «боковой») путём изменения углов тангажа и крена аппаратов с соответствующим поворотом вектора тяги.

Изменение углов тангажа и крена – путем «разнотяга» винтов мультироторных аппаратов или реактивными струями у аппаратов со струйным управлением.

Таким образом, **управление траекторным движением** (движением ЦМ) осуществляется также **за счёт управления угловым движением**.



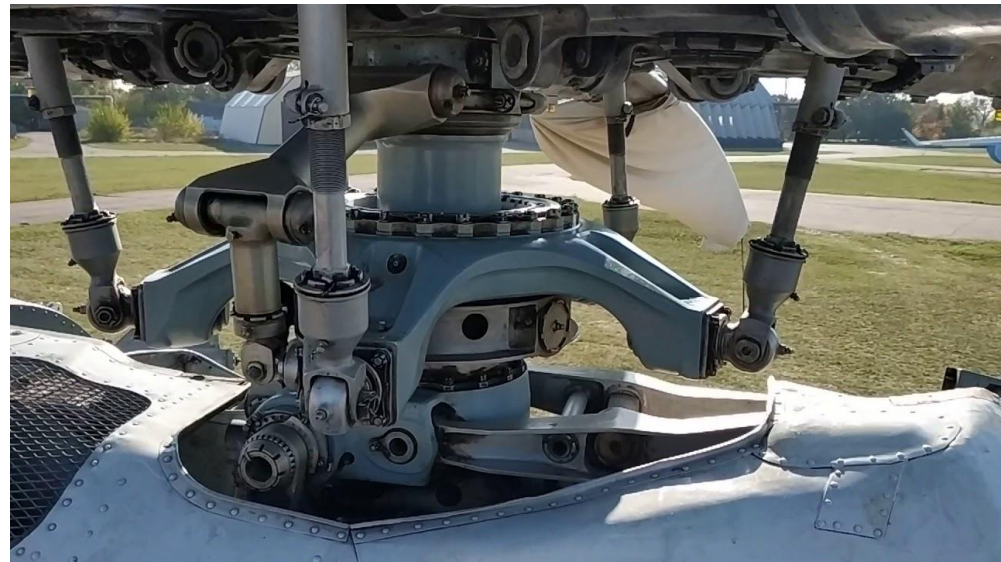
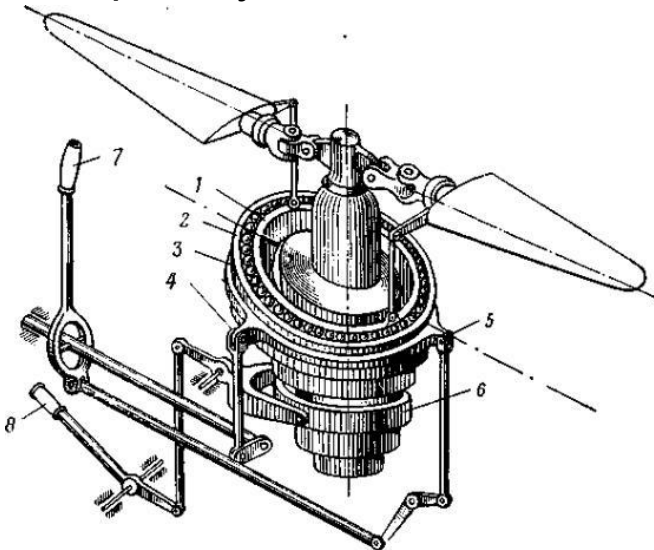
Основной принцип аэродинамического управления ЛА вертолётного типа

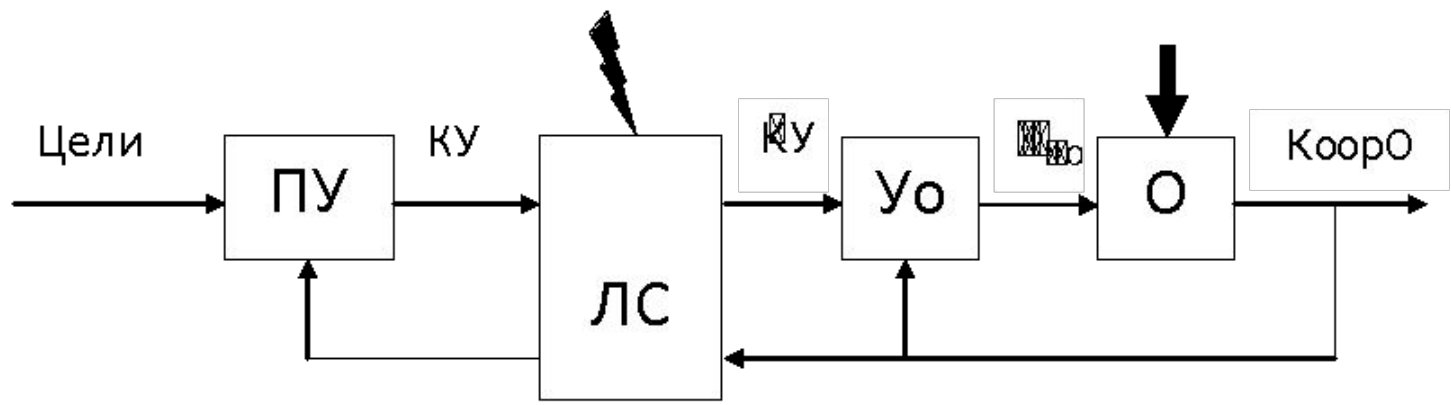
– создание (изменение) горизонтальных («пропульсивных») сил («продольной» и «боковой») путём циклического изменения углов лопастей.

Альтернативы – наклон самого аппарата за счёт моментов, возникающих при циклическом изменении углов лопастей.

Для циклического изменения углов лопастей создан **автомат перекоса**.

Таким образом, **управление траекторным движением (движением ЦМ) осуществляется за счёт управления винтом.**



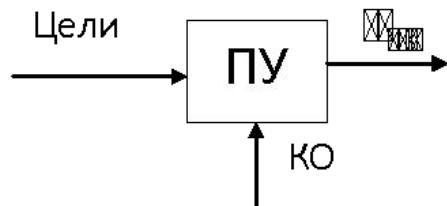



**Создание моделей
и исследование динамических свойств
разрабатываемой системы**

Модель формирования команд управления

При дистанционном пилотировании

(ручная стабилизация и траекторное управление)

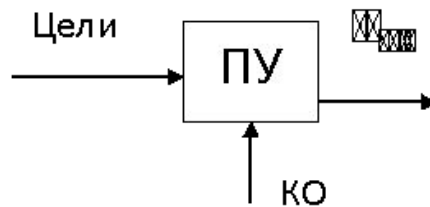



 – команды на управляющие элементы ЛА
(рули, элероны, управление тягой (ДУ, винтов))

Модель ПУ = модель человека-оператора в зависимости от средств отображения информации и органов управления


При дистанционном управлении

(автоматическая стабилизация и ручное траекторное управление)



 – команды на систему обеспечения устойчивости и управляемости ЛА (систему стабилизации, работающую в режиме следящей системы)

Модель ПУ = модель ЛПР или человека-оператора в зависимости от средств отображения информации и органов управления

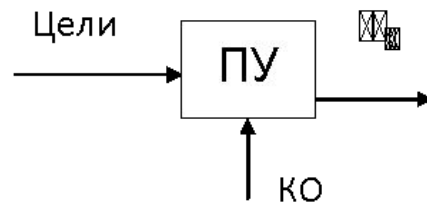
 – «вперед-назад», «правее-левее», «выше-ниже»,...


Эти команды соответствуют изменению задающих сигналов,
отслеживаемых бортовой системой

(семантика может быть разная, чаще всего – по приращению или по значению)

При автономном полёте

(автоматическая стабилизация и траекторное управление)



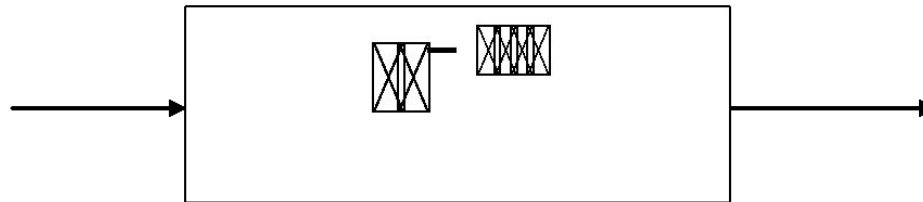
 – разовые команды на бортовую систему управления полётом ЛА (САУ)

Модель ПУ = модель ЛПР в зависимости от средств отображения и ввода информации

 – команды на изменение полётного задания, переключения режимов управления,...

Программа полёта (маршрут, полётное задание) введены заранее.

Модель линий связи без учёта помех



Модель помех с учётом их обработки
(статистическая)

Модель объекта (с бортовой СУ):

- расчётная – со всеми **возможными** упрощениями;
- «полная» - для испытаний (проверок)

Расчётная:

- для задания целевых точек, маршрута и т.п. – кинематика ЦМ и динамика в перегрузках

$$\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} = \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \Psi$$

$$\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} = \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \left(\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} - \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \right)$$

$$\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} = \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix}$$

$$\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} = \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \left(\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} - \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \right)$$

$$\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} = - \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \Psi$$

$$\begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} \Psi \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix} = \begin{matrix} \diagup \\ \diagdown \end{matrix}$$

- для синтеза алгоритмов управления

Уравнения движения ЛА в траекторной СК

Кинематики ЦМ

$$\dot{x}_c = \dot{x}_0 + \dot{\psi} y_c$$

$$\dot{y}_c = \dot{y}_0 - \dot{\psi} x_c$$

$$\dot{\psi} = -\dot{\psi} \psi$$

Динамики ЦМ

$$\ddot{x}_c = -\ddot{x}_0 + \ddot{\psi} y_c - \dot{\psi} \dot{y}_c$$

$$\ddot{y}_c = (\ddot{x}_0 + \ddot{\psi} x_c) \dot{\psi} - (\ddot{y}_0 + \ddot{\psi} y_c) \dot{\psi} - \dot{\psi} \dot{x}_c$$

$$-\ddot{\psi} \psi \cos \psi = (\ddot{x}_0 + \ddot{\psi} x_c) \dot{\psi} + (\ddot{y}_0 + \ddot{\psi} y_c) \dot{\psi}$$

Кинематики углового движения

$$\dot{\psi} = \dot{\psi}_0 + \dot{\psi} \psi$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\dot{\psi}} \dot{\psi}_0 \dot{\psi} - \dot{\psi} \dot{\psi}$$

$$\dot{\psi} = \dot{\psi}_0 - \dot{\psi} \dot{\psi} = \dot{\psi}_0 - \dot{\psi} \dot{\psi} - \dot{\psi} \dot{\psi}$$

Динамики углового движения

$$\ddot{\psi}_x = ((J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_{Rx}) / J_x$$

$$\ddot{\psi}_y = ((J_z - J_x) \omega_z \omega_x + M_{Ry}) / J_y$$

$$\ddot{\psi}_z = ((J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_{Rz}) / J_z$$

«Полная» модель O

$$\begin{aligned}
 \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} &= \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}; & \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} + \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} &= \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}; \\
 \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} &= \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}; & \frac{\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce}}{\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}} &= - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix};
 \end{aligned}$$

$$\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce} = \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}; \quad \frac{\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce}}{\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}} = - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix};$$

$$\begin{aligned}
 \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} &= \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \left(((J_y - J_z)J_y + J_{xy}^2)\omega_y\omega_z + (J_z - J_x - J_y)J_{xy}\omega_x\omega_y + J_y M_{Rx} + J_{xy} M_{Ry} \right) / (J_x J_y - J_{xy}^2) \\
 \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} &= \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \left(((J_z - J_x)J_x - J_{xy}^2)\omega_z\omega_x + (J_x + J_y - J_z)J_{xy}\omega_y\omega_z + J_{xy} M_{Rx} + J_x M_{Ry} \right) / (J_x J_y - J_{xy}^2), \\
 \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} &= \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \left((J_x - J_y)\omega_x\omega_y + J_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + M_{Rz} \right) / J
 \end{aligned}$$

$$\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} = \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^{ce} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix};$$

$$\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} = \left(\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^2 + \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^2 + \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}^2 \right)^{\frac{1}{2}};$$

$$\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} = - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}; \quad \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} = \arcsin \left(\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} / \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \right);$$

$$\begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} = - \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix} + \Delta \begin{matrix} \square \\ \square \\ \square \end{matrix}.$$

Банк аэродинамики (аэродинамических коэффициентов)

$$\bar{R}_A = \bar{R}_A \begin{pmatrix} \text{характеристики ЛА,} \\ \text{параметры движения ЛА,} \\ \text{параметры управления ЛА,} \\ \text{параметры воздушной среды} \end{pmatrix}$$

$$\bar{R}_A = \bar{R}_A \begin{pmatrix} \text{характеристики ЛА,} \\ \text{параметры движения ЛА,} \\ \text{параметры управления ЛА,} \\ \text{параметры воздушной среды} \end{pmatrix}$$

Характеристики ЛА: $S, l, b_{сах}, \lambda, \chi, \dots$

Параметры движения ЛА: H, α, β, \dots

Параметры управления ЛА: $\delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \delta_{ст}, \dots$

Параметры воздушной среды: $\rho(H), a(H), \mu(H), \dots$

$$\bar{R}_A = \bar{R}_A(\alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \dots) = \frac{\rho a^2 S}{2} \bar{R}_A(\alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \dots)$$

$$\bar{R}_A = \bar{R}_A(\alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \dots) = \frac{\rho a^2 S}{2} \bar{R}_A(\alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \dots)$$

$$\bar{R}_A = \bar{R}_A(\alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \dots) = \frac{\rho a^2 S}{2} \bar{R}_A(\alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, \delta_\beta, \delta_\gamma, \dots)$$

...

Изменения массы ΔM и момента инерции

$$\begin{matrix} \Delta M \\ \Delta J \end{matrix} = \begin{matrix} \Delta M \\ \Delta J \end{matrix} - \begin{matrix} \Delta M \\ \Delta J \end{matrix} \begin{matrix} 0 \\ 0 \end{matrix} \begin{matrix} 0 \\ \Delta M \end{matrix}$$

Модель двигательной установки (ДУ) и расхода \dot{M}

$$\bar{P} = \bar{P} \begin{pmatrix} \text{характеристики ДУ,} \\ \text{параметры движения ЛА,} \\ \text{параметры воздушной среды} \end{pmatrix}$$

$$\dot{M} = \dot{M} \begin{matrix} \text{характеристики ДУ,} \\ \text{параметры движения ЛА,} \\ \text{параметры воздушной среды} \end{matrix}$$

Модели приводов с учётом шарнирных моментов

$$\dot{M} = \dot{M} (\dot{M}, \dot{M}_{\text{ш}} \text{ (параметры движения ЛА, параметры воздушной среды)})$$

Особенности моделей многороторных аппаратов

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^4 \xi_i &= 0 & - \sum_{i=1}^4 \xi_i \\ \sum_{i=1}^4 \xi_i^2 &= \sum_{i=1}^4 \xi_i^2 - \sum_{i=1}^4 \xi_i^2 \\ \sum_{i=1}^4 \xi_i &= 0 & \sum_{i=1}^4 \xi_i \end{aligned}$$

$$\sum_{i=1}^4 \xi_i = \frac{1}{\xi^2} \xi - \xi_1 + \xi_2 + \xi_3 - \xi_4;$$

$$\sum_{i=1}^4 \xi_i = -\xi_{\omega 1} + \xi_{\omega 2} - \xi_{\omega 3} + \xi_{\omega 4};$$

$$\sum_{i=1}^4 \xi_i = \xi \frac{1}{\xi^2} - \sum_{i=1}^4 \xi_i \xi_i + \xi_2 \xi - \xi \frac{1}{\xi^2} + \sum_{i=1}^4 \xi_i \xi_i + \xi_4 \xi,$$

$$\text{где } \xi_{c_6} = \xi - \frac{\sum_{i=1}^4 \xi_i^2}{\sum_{i=1}^4 \xi_i} - \frac{\sum_{i=1}^4 \xi_i^2}{0} - \frac{\sum_{i=1}^4 \xi_i^2}{\sum_{i=1}^4 \xi_i};$$

ξ - расстояние от геометрического центра до осей вращения винтов;

$\xi_{\omega i}$ - расстояние от геометрического центра до центра масс вдоль продольной оси;

$\xi = \xi_1 + \xi_2 + \xi_3 + \xi_4$ - сила тяги, складывающаяся из сил тяги каждого из четырех винтов;

$-\xi_{\omega i}$
 $\xi \xi_{\omega i}$ - проекции аэродинамической силы планера («ненесущей» части аппарата, то есть -
 $\xi_{\omega i}$

без учёта винтов);

$\xi_{\omega 1}, \xi_{\omega 2}, \xi_{\omega 3}, \xi_{\omega 4}$ - моменты из-за сопротивления вращению каждого из четырех винтов, зависящие, также как и тяга, от скорости их вращения.

Для аппаратов рассматриваемого типа аэродинамическая сила планера (без учёта винтов) сводится к силе сопротивления, которую с достаточной точностью можно принять пропорциональной квадрату скорости $F_{\text{соп}} = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S_{\text{пл}} \cdot C_{\text{соп}}(Re)$. Здесь ρ - плотность воздуха в кг/м³, $S_{\text{пл}}$ - характерная площадь несущей части аппарата, $C_{\text{соп}}(Re)$ - аэродинамический коэффициент сопротивления, зависящий от числа Рейнольдса Re

Модель тяги каждого винта в простейшем случае – статическая

$$F_{\text{ст}} = F_{\text{ст}}(v),$$

но, с учётом высокой скорости вращения, приходится учитывать динамику, в первом приближении – апериодическим звеном

$$F_{\text{ст}} = \frac{F_{\text{ст}}(v)}{T_{\text{ст}}^2 \omega^2 + 2T_{\text{ст}} \omega + 1},$$

Так как управление по каждому из каналов задействует все четыре винта, то при одновременном управлении каждый канал будет испытывать воздействие других каналов.

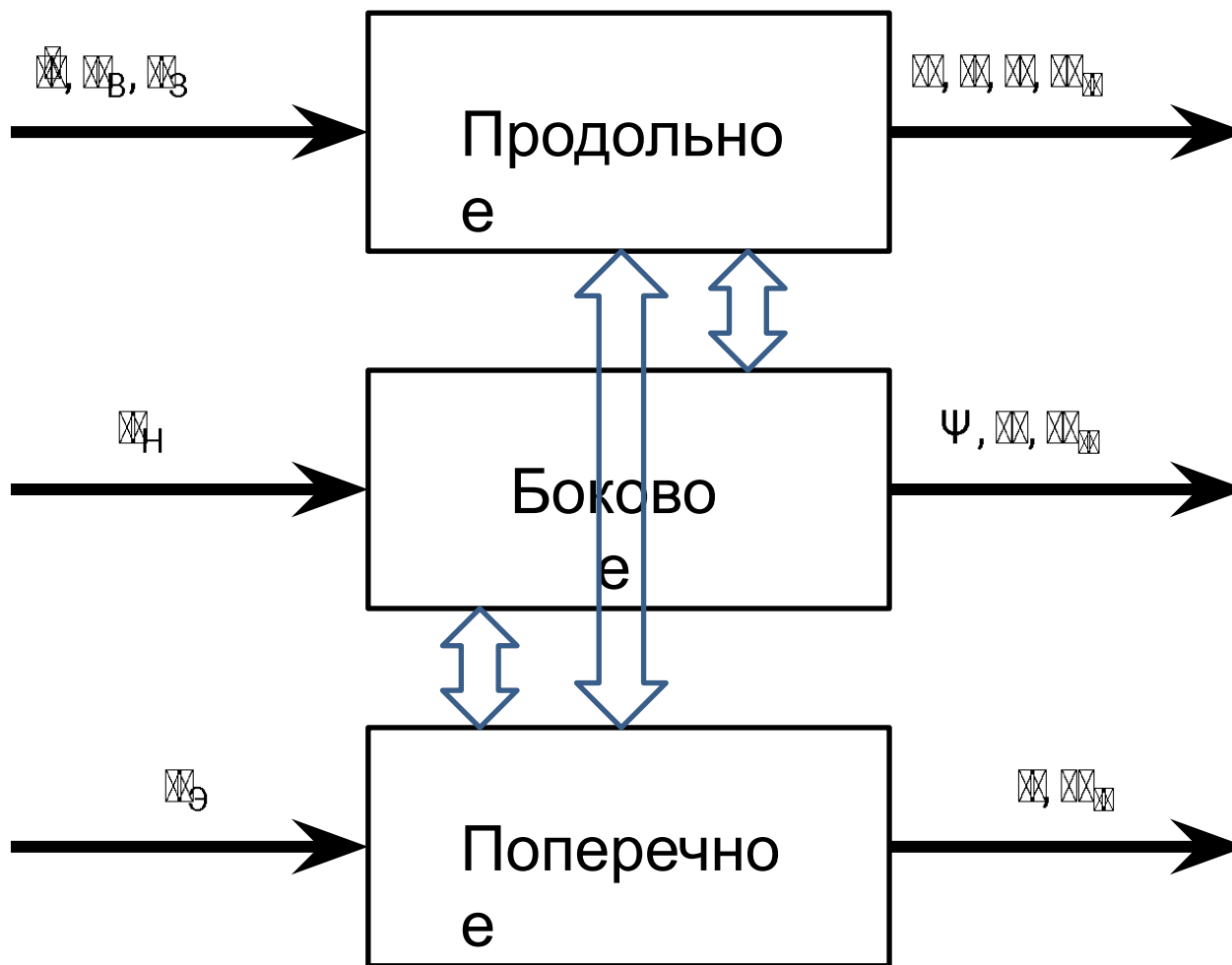
Как видно из выражений для сил и моментов, управление тангажом и движением в направлении продольной оси осуществляется разницей тяг передних и задних винтов, управление рысканием и движением в поперечном направлении – правых и левых, а в нормальном направлении для поддержания скорости – одновременным изменением тяги всех четырёх винтов. Диагональное расположение винтов, попарно вращающихся в разных направлениях, обеспечивает при управлении по остальным каналам отсутствие момента рыскания, по крайней мере – пока тяга некоторых из винтов не выходит на ограничения. Управляющие сигналы U_{i0} на каждый из четырех винтов формируются из сигналов управления по тангажу U_{α} , крену U_{β} , рысканию U_{γ} и скорости U_{V} , которые добавляются к сигналам U_{0i} соответствующим балансировочному режиму висения, то есть режиму, при котором суммарная тяга равна силе тяжести:

$$\begin{aligned}
 U_{10} &= U_{01} + U_{\alpha} + U_{\beta} - U_{\gamma} + U_{V0}; \\
 U_{20} &= U_{02} + U_{\alpha} - U_{\beta} - U_{\gamma} - U_{V0}; \\
 U_{30} &= U_{03} + U_{\alpha} - U_{\beta} + U_{\gamma} + U_{V0}; \\
 U_{40} &= U_{04} + U_{\alpha} + U_{\beta} + U_{\gamma} - U_{V0}.
 \end{aligned}$$

Декомпозиции:

Разделение каналов
пространственного движения

Стабилизация и траекторное
управление



Уравнения продольного движения ЛА

$$\ddot{x} = 0, \quad \Psi = \dot{x} = \dot{\psi} = 0$$

Кинематики ЦМ

$$\dot{x}_C = \dot{x} + \dot{\psi} l$$

$$\dot{y}_C = \dot{y} + \dot{\psi} h$$

Динамики ЦМ

$$\ddot{x}_C = -\ddot{x} + \ddot{\psi} l$$

$$\ddot{y}_C = \ddot{y} + \ddot{\psi} h$$

Кинематики углового движения

$$\dot{\alpha} = \dot{\psi}$$

Динамики углового движения

$$\ddot{\alpha} = (\ddot{\psi} + \ddot{\psi} l) / l$$

$$\alpha = \vartheta - \theta$$

$$\begin{aligned}
\mathbb{R}^n &= \mathbb{R}^n \langle \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots \rangle \\
&= \frac{\mathbb{R}^n \mathbb{R}^n}{2} \langle \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \dots \rangle
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\mathbb{R}^n &= \mathbb{R}^n \langle \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots \rangle \\
&= \frac{\mathbb{R}^n \mathbb{R}^n}{2} \langle \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \dots \rangle
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\mathbb{R}^n &= \mathbb{R}^n \langle \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots \rangle \\
&= \frac{\mathbb{R}^n \mathbb{R}^n}{2} \langle \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n, \dots, \mathbb{R}^n, \mathbb{R}^n \mathbb{R}^n, \dots \rangle
\end{aligned}$$

Возмущения ветровые –
независимые от движения,
возмущения от других каналов
– **зависят** в том числе и от
параметров продольного
движения

Разделение продольного движения ЛА на каналы скорости и высоты (управление скоростью и управление высотой)

Канал скорости:

тяга → скорость

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} + \frac{T}{m} - \frac{D}{m} \frac{V}{V_{cr}} \frac{V}{V_{cr}}$$

Канал высоты:

руль высоты → момент тангажа → угол тангажа
→ угол атаки → наклон траектории → высота

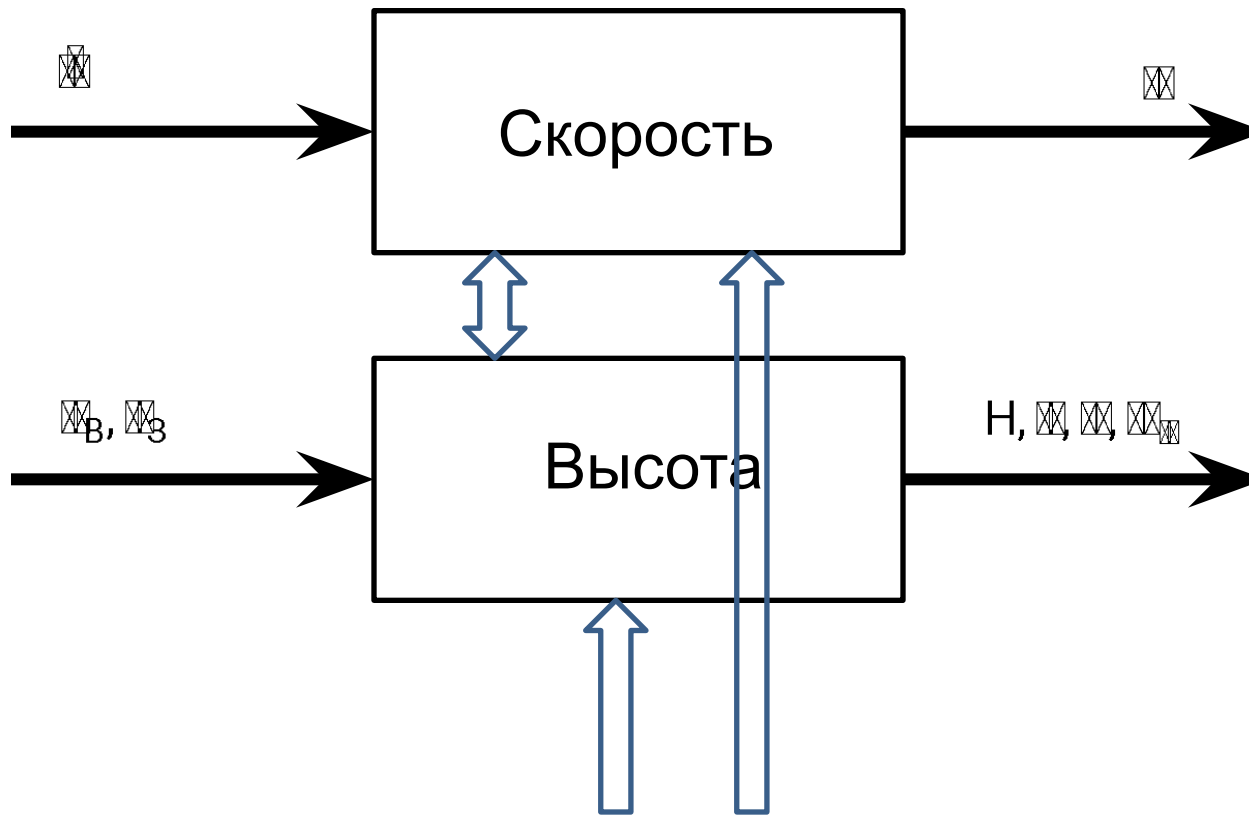
$$\dot{\theta} = \frac{M}{I_y}$$

$$\dot{\alpha} = \frac{M}{I_y} + \frac{D}{m} \frac{V}{V_{cr}} \frac{V}{V_{cr}} - \frac{D}{m} \frac{V}{V_{cr}} \frac{V}{V_{cr}}$$

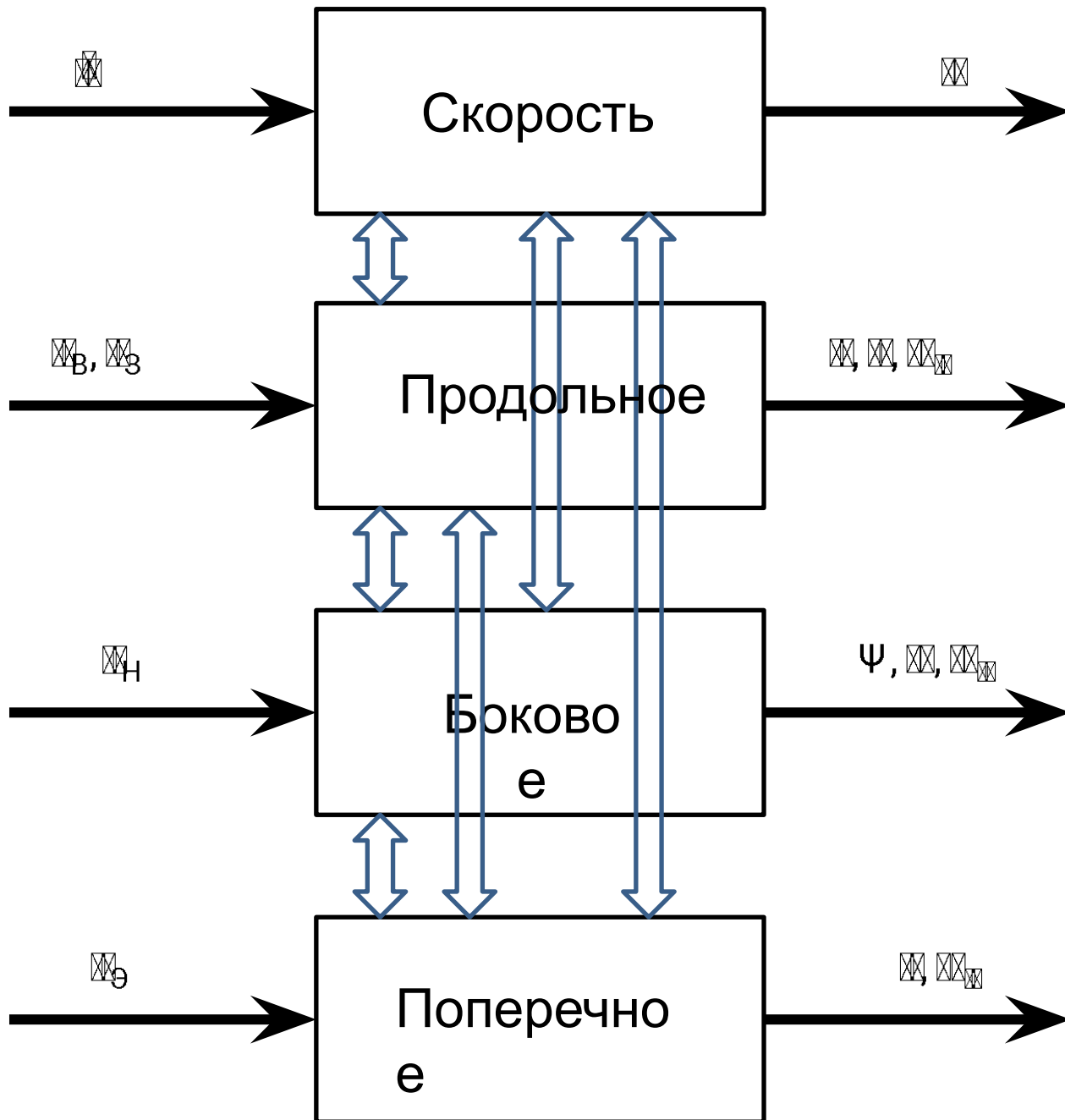
$$\dot{\alpha} = \frac{M}{I_y}$$

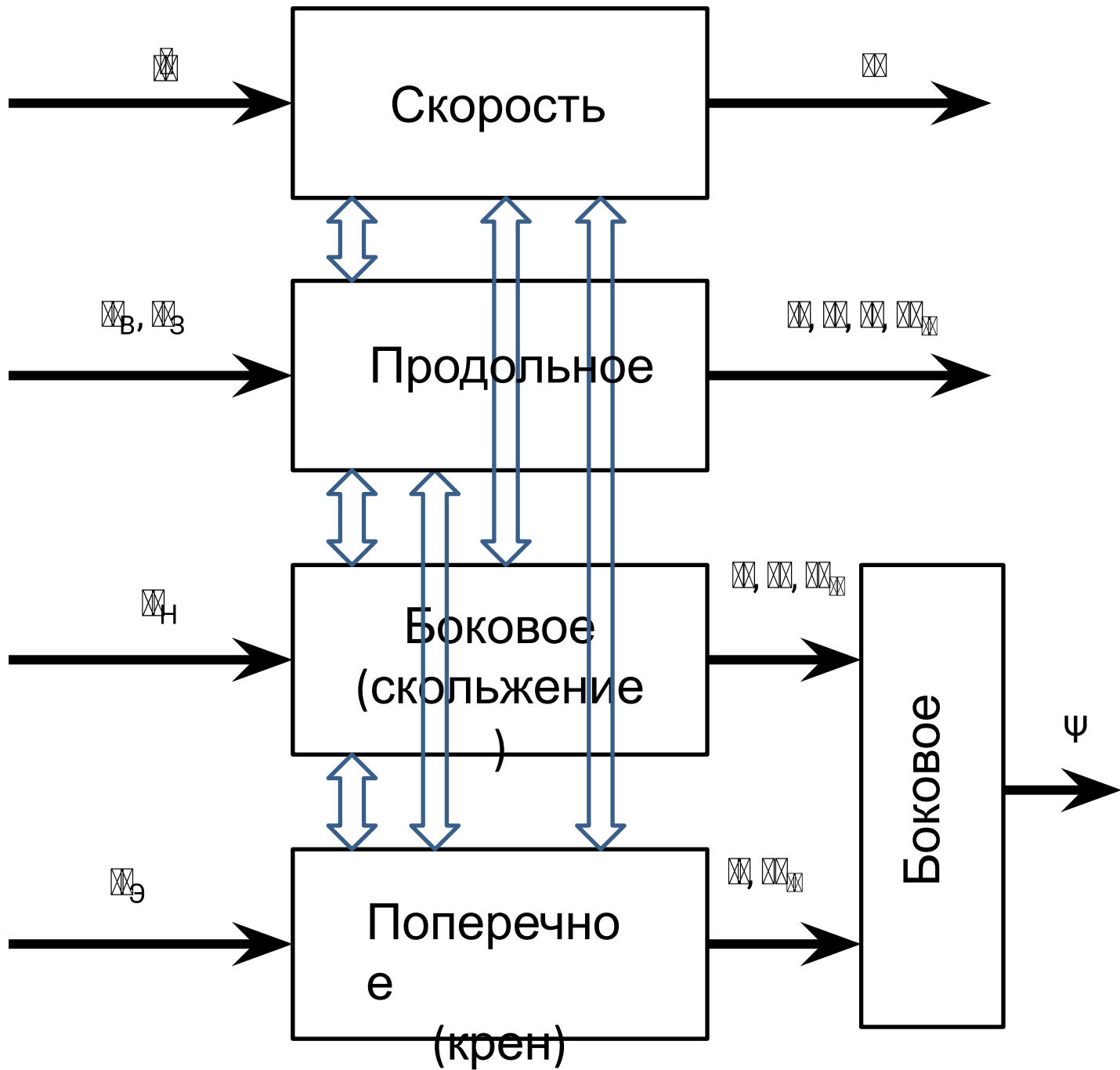
$$\dot{\alpha} = \left(\frac{M}{I_y} + \frac{D}{m} \frac{V}{V_{cr}} \frac{V}{V_{cr}} \right) / \frac{D}{m} \frac{V}{V_{cr}} \frac{V}{V_{cr}}$$

$$\alpha = \vartheta - \theta$$



Управление скоростью – автомат тяги
– следящая система, изменяющая силу тяги
в зависимости от ошибки между текущей скоростью и её
заданным значением.





Основной принцип аэродинамического управления высотой ЛА

– изменение угла наклона траектории изменением подъёмной силы путём изменения угла атаки.

Альтернативы – непосредственное управление подъёмной силой средствами механизации крыла (закрылки, предкрылки, интерцепторы) или поворотным крылом, а также – газодинамическим управлением.

Изменение угла атаки – путем изменения углового положения ЛА – угла тангажа.

Момент для изменения этого угла создаётся рулём высоты.

Таким образом, управление траекторным движением по наклону траектории и высоте осуществляется за счёт управления угловым движением по тангажу.

Система управления угловым движением – система стабилизации (автопилот), работающая в режимах стабилизации и слежения.

Поворот траектории

Текущее положение определяется углами α и Ψ , требуемое – углами α_3 и Ψ_3 .

Это – часть задачи перелёта из точки с координатами $\mathbf{r}_g = (x_g, y_g, z_g)^T$ и скоростью $\mathbf{v}_g = (\alpha, \Psi)$ в точку с координатами $\mathbf{r}_{g3} = (x_{g3}, y_{g3}, z_{g3})^T$ и скоростью $\mathbf{v}_3 = (\alpha_3, \Psi_3)$.

Один из способов – решение краевой задачи

$$\mathbf{r}_3 = \mathbf{r}_g(\alpha, \Psi, \tau)$$

$$\mathbf{v}_3 = (\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{\alpha}), \quad \mathbf{v}_g = (\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{\alpha})$$

$$\mathbf{v}_3 = \mathbf{v}_g(\alpha, \Psi)$$

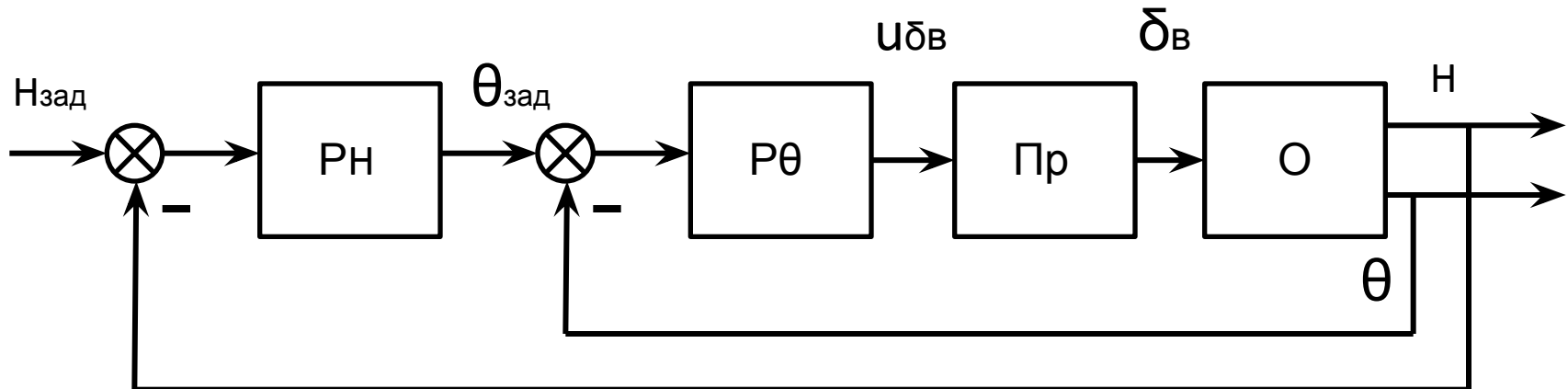
- более сложной, чем исходная (даже – при отсутствии возмущений)!

Основной способ – использование принципа управления по ошибке:

- создавать воздействие в зависимости от ошибки (например, пропорционально ей);
- гасить скорость при приближении к цели.

Возможный алгоритм управления высотой:

- по разнице между заданной и текущей высотой задаётся угол наклона траектории, «отработка» которого осуществляется системой управления угловым движением (поворотом по тангажу).



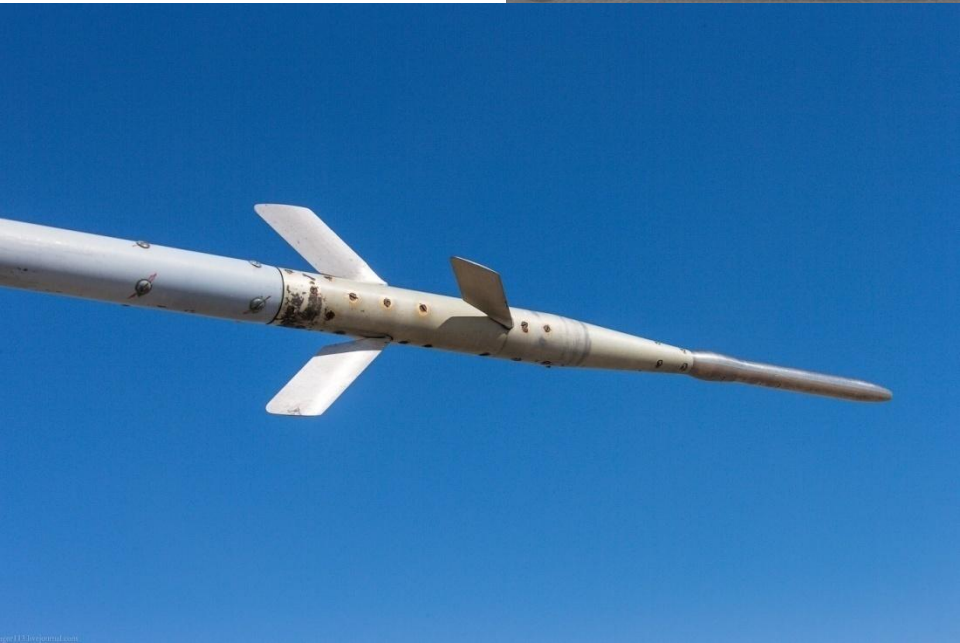
Так как $\theta = \dot{H} - \dot{H}_0$, а $\theta = \dot{H}$

то есть угол θ в первом приближении пропорционален скорости изменения высоты, то такой подход почти идеально соответствует принципу управления по ошибке с гашением скорости при приближении к заданному значению

Измерения:

- высоты (высотомеры (альтиметры) – барометрические и радиовысотомеры);
- ускорения (ДЛУ – датчики линейных ускорений, акселерометры);
- угла атаки (флюгарки) – **большие динамические ошибки**;
- скоростного напора (приёмники воздушных давлений (ПВД), система воздушных сигналов (СВС), трубка Пито (Пито-Рейнольдса-Прандтля));
- датчик угла тангажа (гироскопический);
- датчик угловой скорости (ДУС).

Исполнительные устройства – приводы (рулей высоты, закрылков, предкрылков).



Измерения угла наклона траектории?

Измерение линейного ускорения (перегрузки),
угла атаки или угла тангажа

Традиционно – перегрузочный или тангажный автопилот.

$$\ddot{\alpha} = (\ddot{\gamma} + \ddot{\theta}) / \dot{\alpha}$$

$$\ddot{\gamma} = \ddot{\alpha} - \ddot{\theta}$$

(из уравнения $\dot{\alpha} = \dot{\gamma} + \dot{\theta} - \dot{\alpha}$)

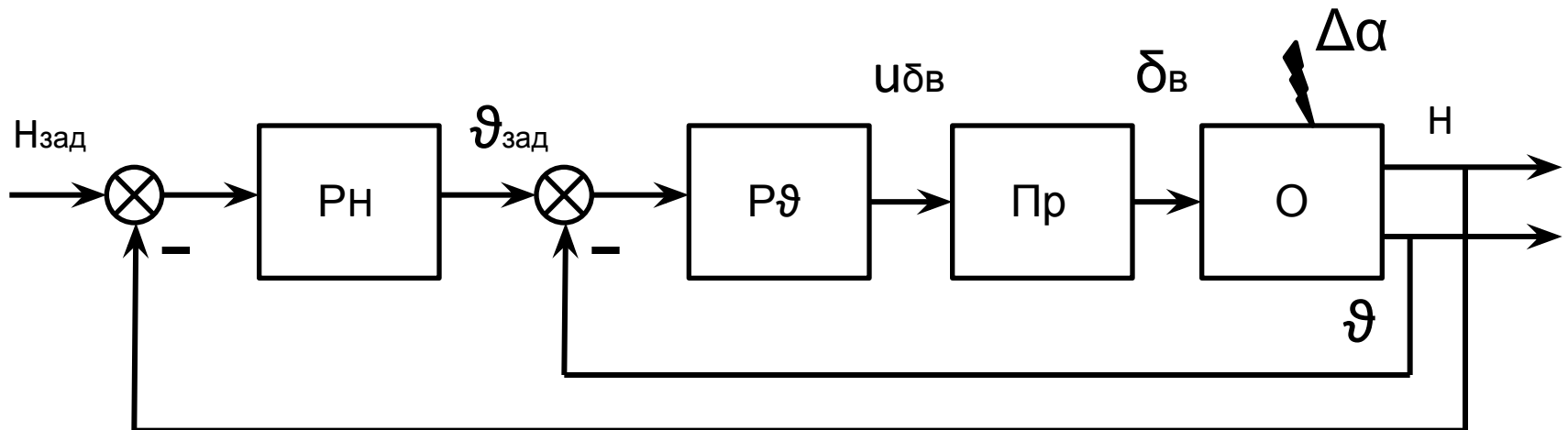
$$\dot{\alpha} = \dot{\gamma}$$

$$\ddot{\alpha} = (\ddot{\gamma} + \ddot{\theta}) / \dot{\alpha}$$

$$\alpha = \gamma - \theta$$

Управление высотой тангажным автопилотом:

- по разнице между заданной и текущей высотой задаётся угол тангажа, «отработка» которого осуществляется системой управления угловым движением (поворотом по тангажу);
- для обеспечения устойчивости внешнего контура необходимо замыкание по вертикальной скорости (на схеме не показано).



Нет непосредственной связи между изменением высоты и углом тангажа!

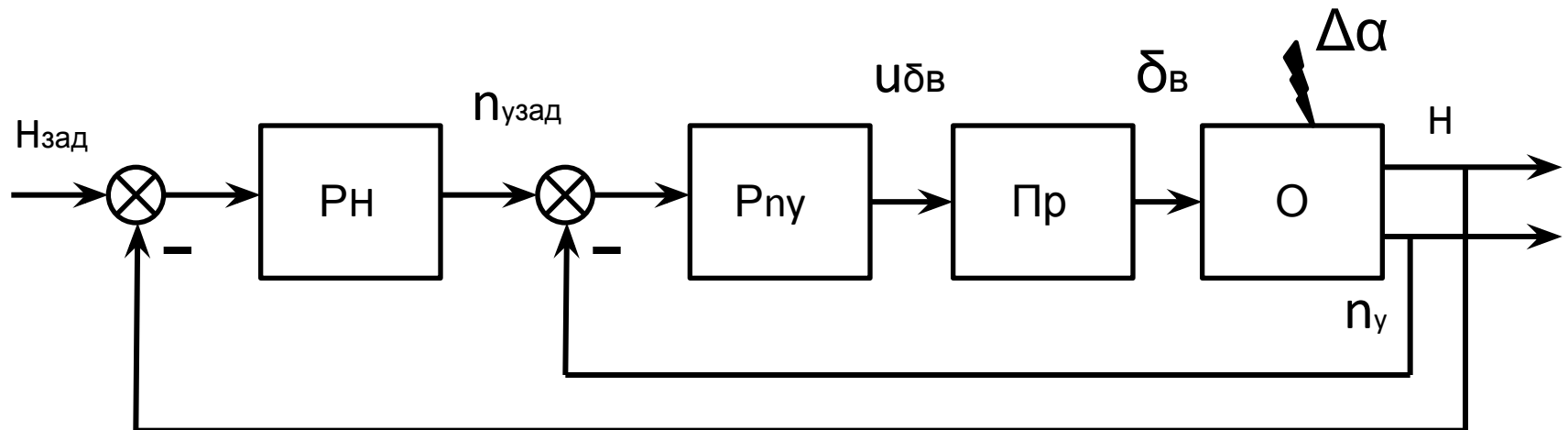
Работоспособность зависит от того, насколько угловое движение «быстрее» траекторного, так как для искривления траектории нужно менять угол атаки, а не угол тангажа, но при близкой скорости изменения углов тангажа и наклона траектории угол атаки $\alpha = \vartheta - \theta$ будет меняться медленно!

«Затянутая» отработка возмущений по углу атаки, так как при появлении возмущения $\Delta\alpha$ угол тангажа измениться не сразу, а лишь под действием изменившегося момента тангажа.

По этой же причине – необходимость отдельного контура по ограничению угла атаки (чтобы избежать выхода на закритические значения).

Управление высотой перегрузочным автопилотом:

- по разнице между заданной и текущей высотой задаётся перегрузка, «отработка» которой осуществляется системой управления угловым движением;
- для обеспечения устойчивости внешнего контура желательно использовать интеграл от перегрузки (на схеме не показано).



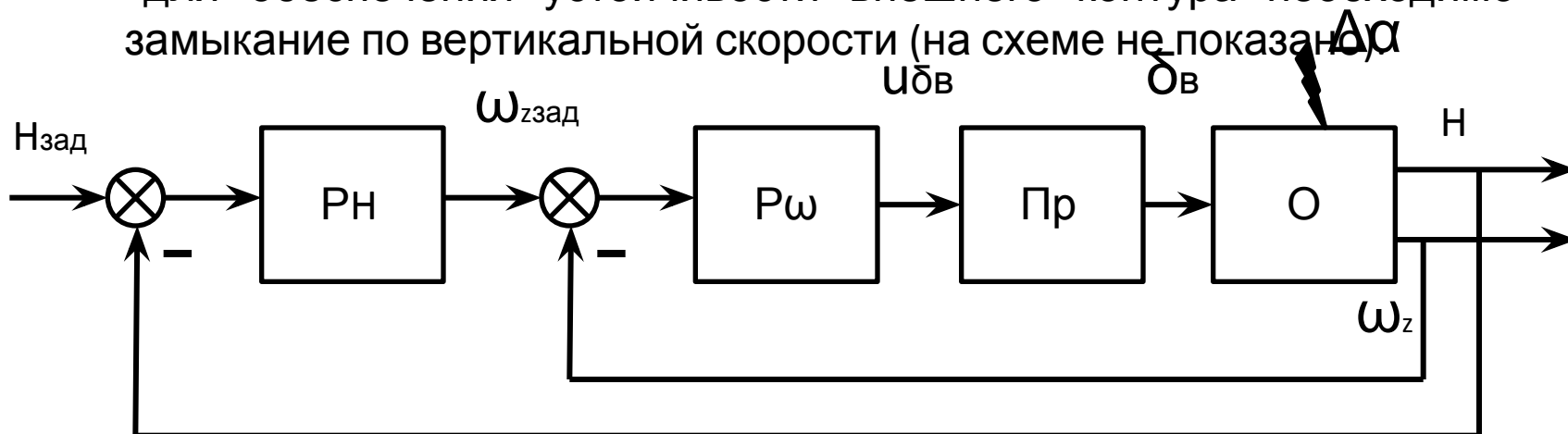
Непосредственная связь между перегрузкой и изменением наклона траектории и почти непосредственное влияние перегрузки на изменение высоты!

«Затянутая» отработка заданной перегрузки.

Остаётся необходимость отдельного контура по ограничению угла атаки (чтобы избежать выхода на закритические значения).

Управление высотой изменением угловой скорости:

- по разнице между заданной и текущей высотой задаётся угловая скорость ЛА, «отработка» которой осуществляется системой управления угловым движением;
- для обеспечения устойчивости внешнего контура необходимо замыкание по вертикальной скорости (на схеме не показано), $\Delta\alpha$



Прямое воздействие на первопричины всех изменений из-за чего не нужно решать промежуточных задач!

Так как при механическом движении (в том числе – полёте) воздействовать можно лишь на изменение скорости, то и воздействовать будем на скорость, а положение использовать как информацию для определения ошибки.

При аэродинамическом управлении аэродинамическим ЛА воздействие для искривления траектории создаётся поворотом аппарата, можно пытаться осуществлять траекторное управление управлением угловой скоростью.

Например, в продольном канале нужное изменение высоты обеспечивать управлением угловой скоростью тангажа.

Но – все недостатки тангажного автопилота!

Контур управления угловым движением (устойчивости и управляемости)

$$M_{\text{упр}} = M_{\text{в}} + M_{\text{з}} - M_{\text{упр}}^{\text{н}} - M_{\text{упр}}^{\text{д}}$$

$$M_{\text{упр}}^{\text{н}} = M_{\text{в}}$$

$$M_{\text{упр}}^{\text{д}} = (M_{\text{в}} + M_{\text{з}}) / \alpha$$

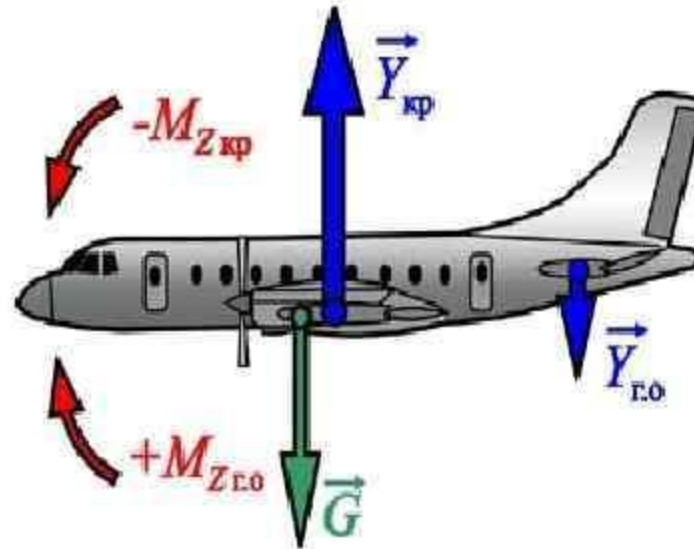
$$\alpha = \vartheta - \theta$$

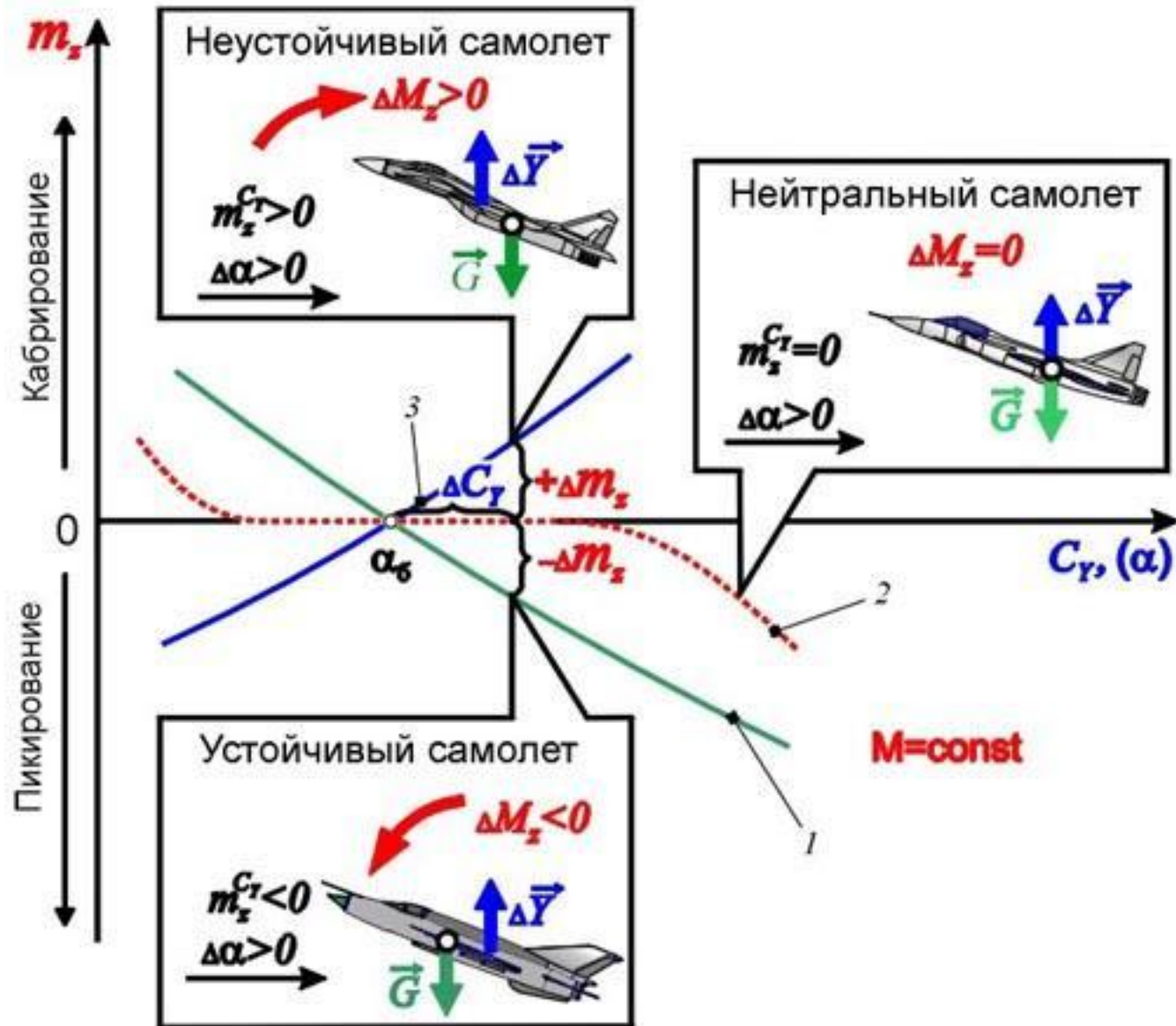
$$M_{\text{в}} = \frac{M_{\text{з}}^2}{2} \left(\frac{1}{\alpha} + \frac{1}{\alpha^2} + \frac{1}{\alpha^3} + \dots \right)$$

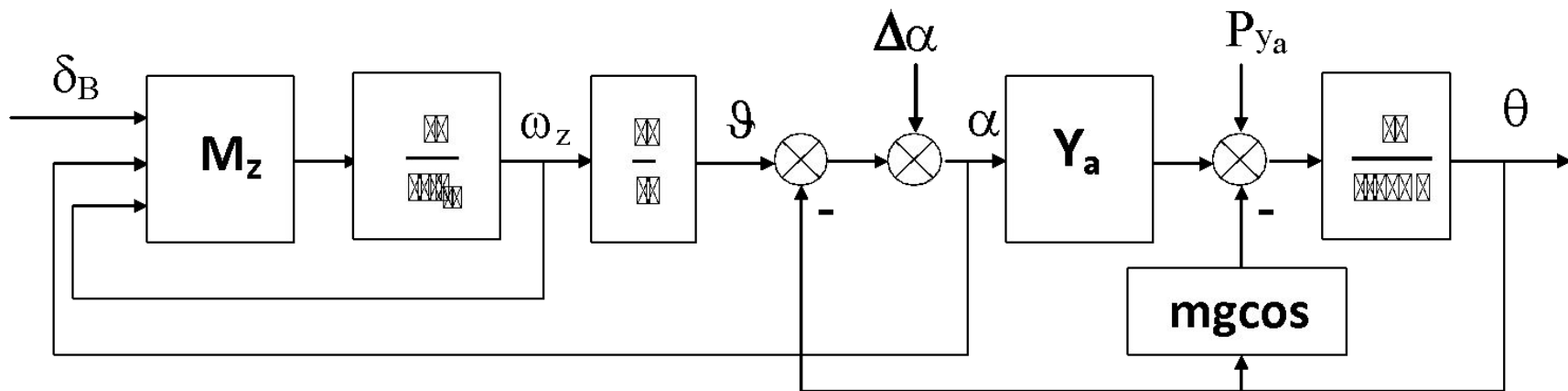
$$M_{\text{з}} = \frac{M_{\text{в}}^2}{2} \left(\frac{1}{\alpha} + \frac{1}{\alpha^2} + \frac{1}{\alpha^3} + \dots \right)$$

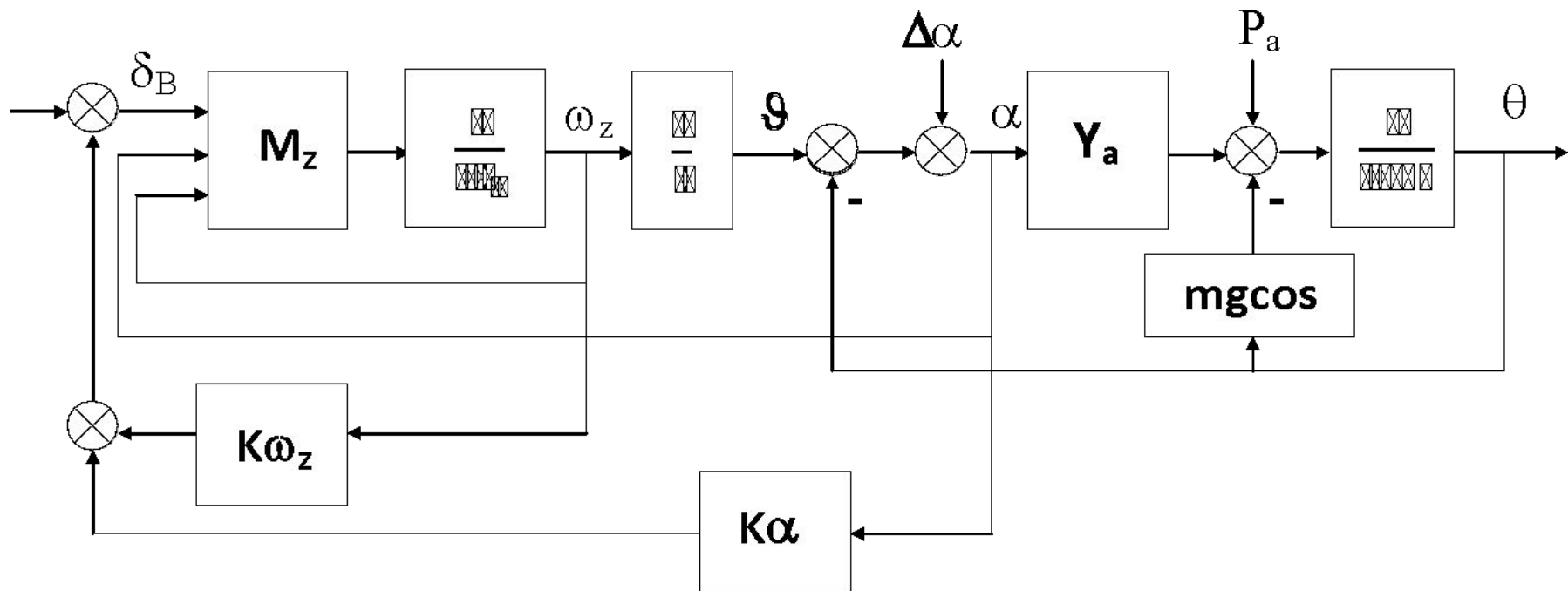
Балансировка самолета

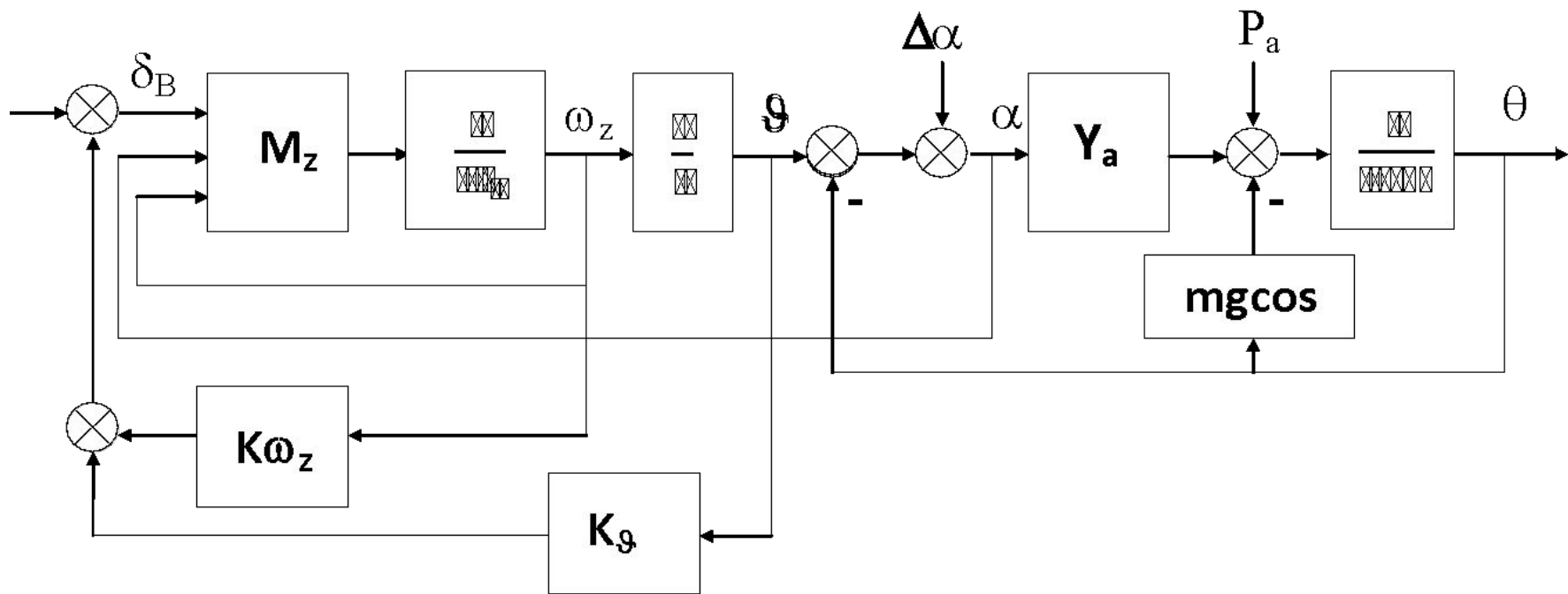
- $M_{z_{кр}}$ - пикирующий момент
- + $M_{z_{г.о}}$ - кабрирующий момент











$$\frac{\partial \delta_B}{\partial \omega_z} = \left(\frac{\partial \delta_B}{\partial \omega_z} + \frac{\partial \delta_B}{\partial \alpha} \right) / \frac{\partial \delta_B}{\partial \omega_z}$$

$$\frac{\partial \delta_B}{\partial \alpha} = \frac{\partial \delta_B}{\partial \alpha} - \frac{\partial \delta_B}{\partial \omega_z} \frac{\partial \omega_z}{\partial \alpha}$$

