

## Лекция 8. Управляющие силы и моменты

Известно, что общее движение ракеты или ЛА можно разделить на движение центра масс и движение ЛА вокруг собственного центра масс. Поэтому задачу управления полетом ЛА можно разделить на две части:

- Управление движением центра масс, т.е. изменение величины и направления вектора скорости полета;
- Управление вращательным движением относительно центра масс.

В общем случае в полете на ракету действуют следующие силы:

$G$  – вес ракеты;

$R_a$  – полная аэродинамическая сила;

$P$  – сила тяги.

**Примечание:** при старте на ракету могут действовать силы реакции стартовых устройств.

Для изменения траектории полета нужно изменить величину и направление равнодействующей сил действующих на ЛА. Т.к. на силу тяжести влиять невозможно, то управлять полетом можно, изменяя величину и направление силы тяги ракетного двигателя.

Заменим эти две силы равнодействующей

$$\bar{P} + \bar{R}_a = \bar{N}.$$



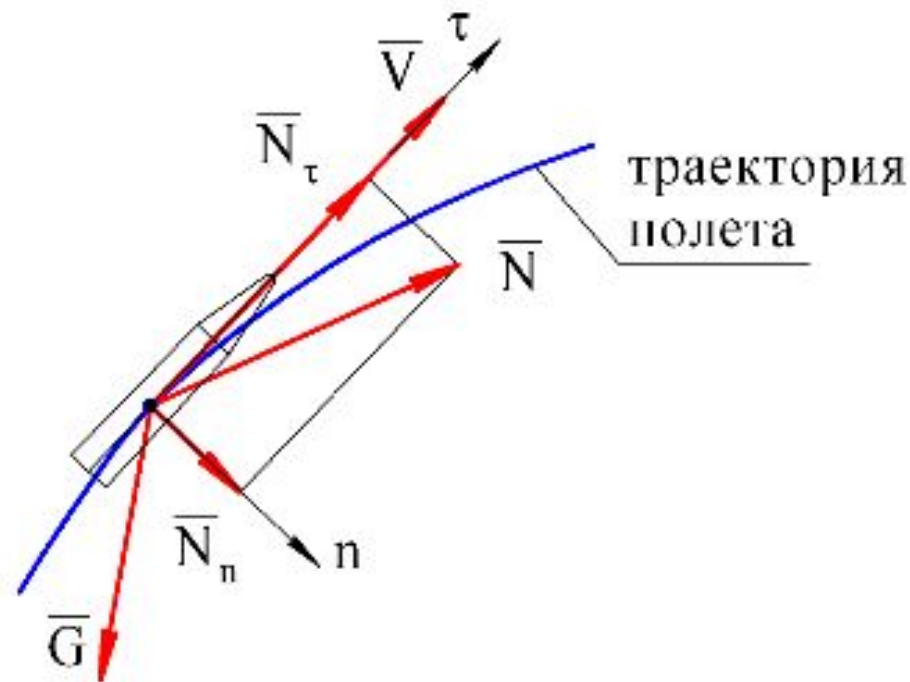


Рис. 2.12. К определению управляющих сил

Разложим равнодействующую силу  $\bar{N}$  на две составляющие (рис. 2.12), направленные по осям скоростной системы координат

$$\begin{aligned} \bar{N} &= \bar{N}_\tau + \bar{N}_n; & \bar{N}_\tau &= \bar{P}_\tau + \bar{R}_{a\tau} \\ \bar{R}_{a\tau} &= \bar{X}; & \Rightarrow & \bar{N}_\tau &= \bar{P}_\tau + \bar{X} \end{aligned}$$

$N_\tau = P_\tau - X$  – проекция силы  $\bar{N}$  на ось  $\tau$  (касательная к траектории).

Изменение величины силы  $N_\tau$  достигается в баллистических ракетах изменением тяги маршевых двигателей.

Для баллистических ракет с ЖРД это изменение связано с изменением секундного расхода топлива. Ту часть силы  $\Delta P$ , которую можно использовать для регулирования скорости ракеты принято называть *тангенциальной управляющей силой*.

Рассмотрим составляющую  $\bar{N}_n$ :

$$\bar{N}_n = \bar{P}_n + \bar{R}_{an}$$

$$\bar{R}_{an} = \bar{Y} + \bar{Z} \quad \Rightarrow \quad \bar{N}_n = \bar{P}_n + \bar{Y} + \bar{Z}$$

$$\bar{N}_n = \bar{N}_{ny} + \bar{N}_{nz};$$

Вкл. Вкл.

Выход

Лк 8. Управляющие силы и моменты.doc

Составляющую нормальной силы  $\bar{N}_n$  в плоскости стрельбы  $\bar{N}_{ny}$  будем называть *нормальной управляющей силой*.

По аналогии с нормальной управляющей силой введем понятие *боковой управляющей силы*  $\bar{N}_{nz}$ , представляющей собой проекцию силы  $\bar{N}_n$  на перпендикуляр к плоскости стрельбы.

Создавая необходимые по величине и направлению тангенциальную, нормальную и боковую управляющие силы можно обеспечить заданную траекторию полета ракеты.

file\_-1777310537.doc

Активация Windows 5  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

32% 5/10 14:21 07.10.2020



### Управляющие силы и моменты, создаваемые управляющими двигателями

Рассмотрим определение величин управляющих сил и моментов, создаваемыми органами управления на примере ракеты с четырьмя управляющими двигателями.

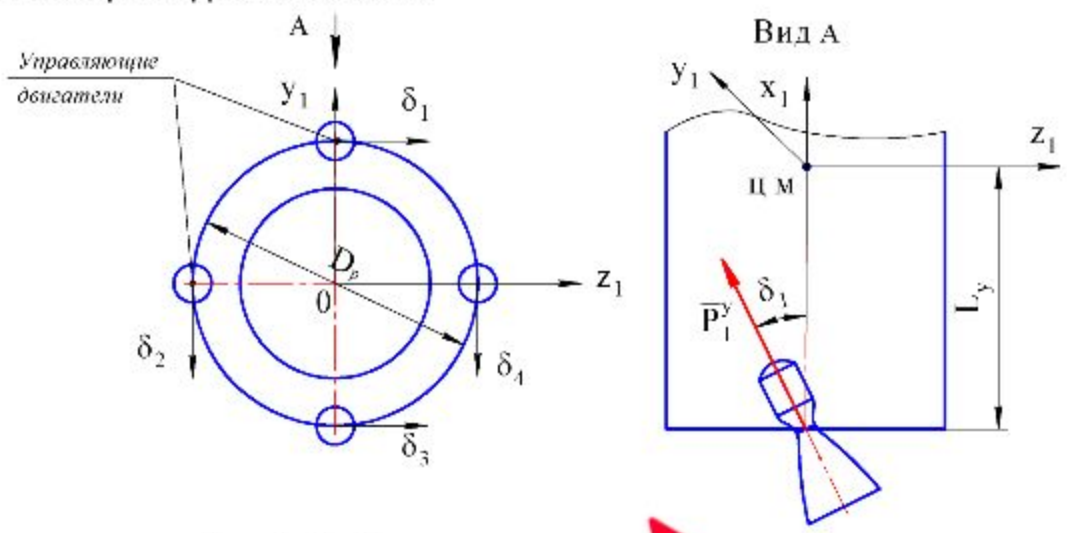


Рис. 2.13. Схема к определению управляющих сил и управляющих моментов

file\_-1777310537.doc

Активация Windows  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

## Лк 8. Управляющие силы и моменты.doc

Положительным отклонения управляющего двигателя будем считать его поворот против часовой стрелки, если смотреть со стороны соответствующей оси. Т.е. на рис. 2.13 положительным отклонением двигателей 2 и 4 будет отклонение вниз, а для двигателей 1 и 3 – отклонение вправо. Принимаем, что силы тяги всех четырех управляющих двигателей равны по величине.

$$P_1^y = P_2^y = P_3^y = P_4^y = P^y.$$

Запишем проекцию силы тяги управляющих двигателей  $P^y$  на оси  $Ox_1y_1z_1$  связанной системы координат:

$$\begin{aligned} 1) \quad P_{x1}^y &= P_1^y \cdot \cos \delta_1 + P_2^y \cdot \cos \delta_2 + P_3^y \cdot \cos \delta_3 + P_4^y \cdot \cos \delta_4 = \\ &= P^y \cdot (\cos \delta_1 + \cos \delta_2 + \cos \delta_3 + \cos \delta_4) \end{aligned}$$

$$2) \quad P_{y1}^y = P^y \cdot (\sin \delta_2 + \sin \delta_4);$$

$$3) \quad P_{z1}^y = -P^y \cdot (\sin \delta_1 + \sin \delta_3),$$

file\_1777310537.doc

Активация Windows

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



32 %



7/10



РУС

14:53

07.10.2020





Лк 8. Управляющие силы и моменты.doc

где  $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$  – соответственно углы отклонения управляющих двигателей I, II, III, IV.

Запишем выражения для управляющих моментов относительно осей связанной системы координат

$$4) M_{x1}^y = P^y \cdot \frac{D_p}{2} \cdot (-\sin \delta_1 - \sin \delta_2 + \sin \delta_3 + \sin \delta_4);$$

$$5) M_{y1}^y = -P^y \cdot L_y \cdot (\sin \delta_1 + \sin \delta_3);$$

$$6) M_{z1}^y = -P^y \cdot L_y \cdot (\sin \delta_2 + \sin \delta_4),$$

где  $D_p$  – диаметр ракеты;

$$L_y = x_{дв} - x_{цт};$$

$x_{дв}$  – расстояние от носка ракеты до оси вращения управляющего двигателя;

$x_{цт}$  – расстояние от носка ракеты до центра масс ракеты.

file\_-1777310537.doc

Активация Windows 8  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

ео и звук ▾







Лк 8. Управляющие силы и моменты.doc

**Задача.** Определить величину управляющих моментов относительно осей связанной системы координат, действующих на ракету от силы тяги управляющих двигателей  $P^y$ .

**Исходные данные**

Диаметр ракеты  $D_p = 1,5 \text{ м}$

Сила тяги управляющего двигателя  $P^y = 5 \text{ кН}$

Расстояние от носка ракеты до оси вращения управляющего двигателя  $x_{дв} = 15 \text{ м}$

Координата центра масс ракеты  $x_m = 9 \text{ м}$

Углы отклонения управляющих двигателей:

1-й случай  $\delta_1 = \delta_3 = 15 \text{ град}; \quad \delta_2 = \delta_4 = 25 \text{ град}$

2-й случай  $\delta_1 = 10 \text{ град}; \quad \delta_2 = 15 \text{ град}; \quad \delta_3 = 20 \text{ град}; \quad \delta_4 = 25 \text{ град}$

file\_-1777310537.doc

Активация Windows  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

...о и звук ▾





### Лк 8. Управляющие силы и моменты.doc

Ответ:

1-й случай:  $M_{x1}^y = 0$

$$M_{y1}^y = -15,53 \text{ кНм}$$

$$M_{z1}^y = -25,36 \text{ кНм}$$

2-й случай:  $M_{x1}^y = 1,246 \text{ кНм}$

$$M_{y1}^y = -15,47 \text{ кНм}$$

$$M_{z1}^y = -20,44 \text{ кНм}$$

file\_-1777310537.doc



Активация Windows 10  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

о и звук ▾



5.3 КН/м  
z =  
Mz =

Лк 9. Органы управления.doc

## Лекция 9. Органы управления

Устройства, с помощью которых регулируется величина управляющих сил, называются *органами управления*.

Органы управления действуют в соответствии с сигналами, вырабатываемыми системой управления.

В большинстве случаев изменение величины нормальной управляющей силы  $\bar{N}_{ny}$  требует поворота корпуса ракеты относительно вектора скорости на некоторый угол (угол атаки, скольжения или крена).

Для поворота корпуса ЛА к нему необходимо приложить соответствующие моменты относительно центра масс. Такие моменты называют *управляющими моментами*.

file\_2028510159.doc

Активация Windows  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

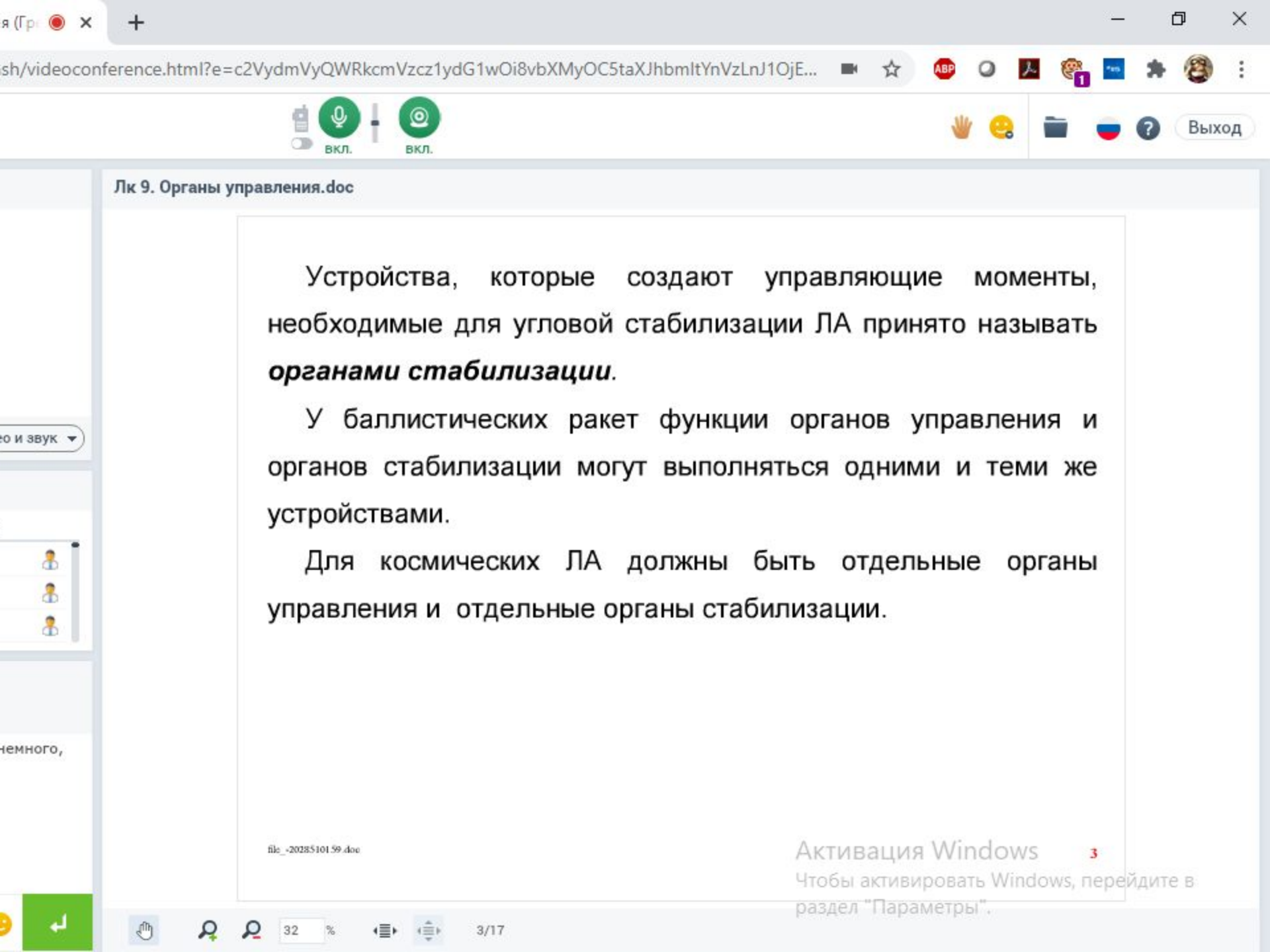
Лк 9. Органы управления.doc

Необходимо отметить, что управляющие моменты нужны не только для того, чтобы ЛА двигался по заданной траектории, но и для того, чтобы поддерживать угловую ориентацию ЛА в пространстве (т.е. поддерживать угловую стабилизацию).

Необходимость такой поддержки связана с тем, что на ЛА непрерывно действуют различные возмущения.

Возмущения, действующие на ракету, могут быть вызваны:

- Не симметрией аэродинамических обводов корпуса ЛА;
- Эксцентриситетом силы тяги ракеты;
- Воздействием беспокойной атмосферы.



Лк 9. Органы управления.doc

Устройства, которые создают управляющие моменты, необходимые для угловой стабилизации ЛА принято называть **органами стабилизации.**

У баллистических ракет функции органов управления и органов стабилизации могут выполняться одними и теми же устройствами.

Для космических ЛА должны быть отдельные органы управления и отдельные органы стабилизации.

file\_-2028510159.doc

Активация Windows 3

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

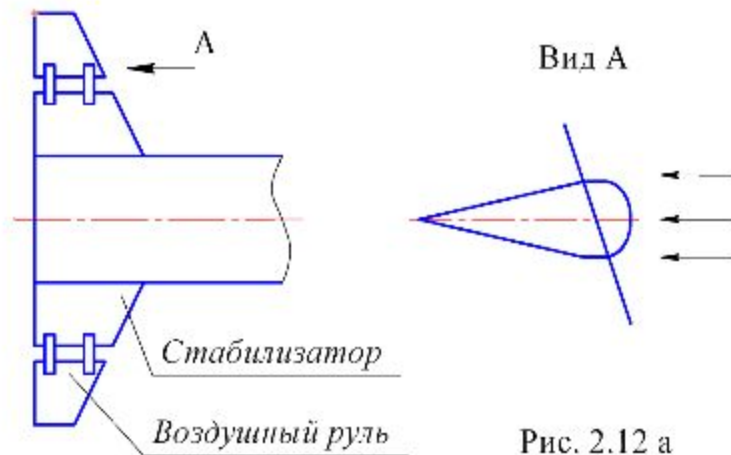


# ЛЕКЦИЯ 2 ЗА 7.10.2020

## Основные типы органов управления баллистических ракет

### 1. Воздушные рули (рис. 12 а).

Просты по устройству, но при полете на большой высоте для получения управляющую силу необходимо поворачивать их на большой угол.



file\_2028510159.doc

Активация Windows

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

Лк 9. Органы управления.doc

**2. Газовые рули (рис 2.12 б).**

Управляющая (подъемная) сила газового руля не зависит от высоты полета, т.к. он находится в среде горячих газов.

Управляющая сила газового руля зависит от:

угла поворота руля;

скорости газового потока на срезе сопла двигателя;

геометрии руля.

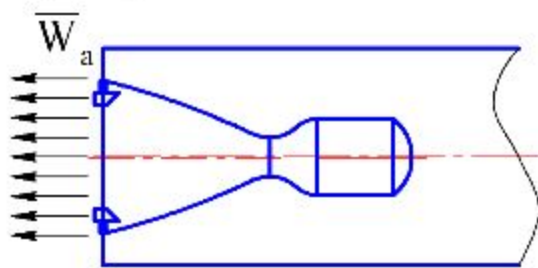


Рис. 2.12 б

file\_2028510159.doc

5





Лк 9. Задача.doc

## Решение

Запишем формулу подъемной силы  $Y_1 = C_y \cdot q \cdot S_p$ ,

где  $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$  – скоростной напор, действующий на ракету;

$C_y = C_y^\alpha \cdot \alpha_p$  – коэффициент подъемной силы руля;

Гречух Иван Николаевич

$C_y^\alpha$  – частное производное от коэф.  $C_y$  по углу атаки  $\alpha$ .

$$C_y^\alpha = \begin{cases} 2,8; & 0 \leq M \leq 0,25; \\ 2,8 + 0,447 \cdot (M - 0,25); & 0,25 \leq M \leq 1,1; \\ 3,18 - 0,66 \cdot (M - 1,1); & 1,1 \leq M \leq 1,6; \\ 2,85 + 0,35 \cdot (M - 1,6); & 1,6 \leq M \leq 3,55; \\ 3,55; & M \geq 3,55. \end{cases}$$

file\_1800651561.doc

Активация Windows 2

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".





## Задача 2

Определить подъемную силу газового руля РД.

### Исходные данные

Площадь руля	$S_p = 0,045 \text{ м}^2$
Угол поворота руля	$\alpha_p = 25 \text{ град}$
Скорость газовой струи на срезе сопла	$V_r = 3400 \text{ м/с}$
Плотность газовой струи на срезе сопла	$\rho = 6,277 \cdot 10^{-2} \text{ кг/м}^3$
Скорость звука на высоте полета	$a = 310 \text{ м/с}$



Выход

Лк 9. Задача.doc

### Ответ

$$M := \frac{V}{a} = 10.968$$

$$C_{ya} := 3.55 = 3.55$$

$$C_y := C_{ya} \cdot \alpha_p = 1.549$$

$$q := \frac{\rho \cdot V^2}{2} = 3.628 \times 10^5 \text{ Pa}$$

$$Y_{\pm} := C_y \cdot q \cdot S_p = 2.529 \times 10^4 \text{ N}$$

file\_-1800651561.doc

Активация Windows 5

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



Лк 9. Органы управления.doc

### 3. Поворотные камеры сгорания основных двигателей (одна или несколько, рис. 2.12 в).

Камера сгорания находится в карданном подвесе, следовательно, может поворачиваться в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

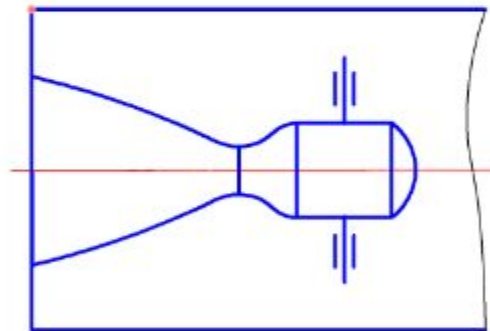
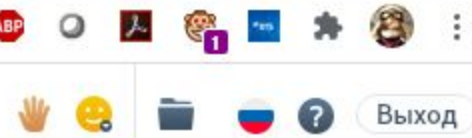


Рис. 2.12 в



Лк 9. Органы управления.doc

**4. Поворотные сопла основных двигателей (только для РДТТ, рис. 2.12 г).**

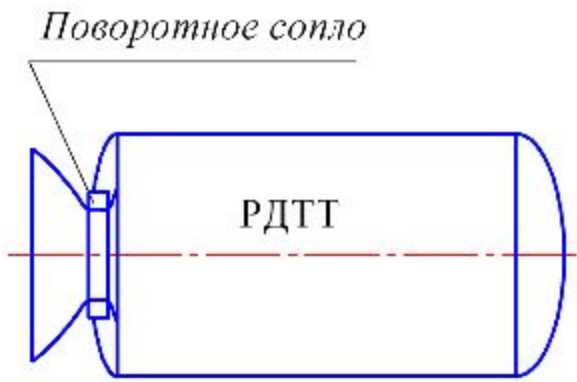


Рис. 2.12 г. РДТТ с поворотным соплом

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".





Выход

Лк 9. Органы управления.doc

**5. Специальные насадки на срезе сопла: сферические, цилиндрические, с косым разрезом и т.д. (рис. 2.12 д).**

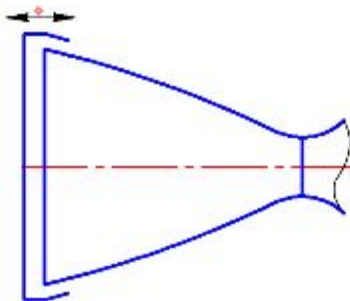


Рис. 2.12 д

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows

8

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



32 %



8/17



Лк 9. Органы управления.doc

### 6. Разрезные сопла (только для РДТТ, рис. 2.12 е).

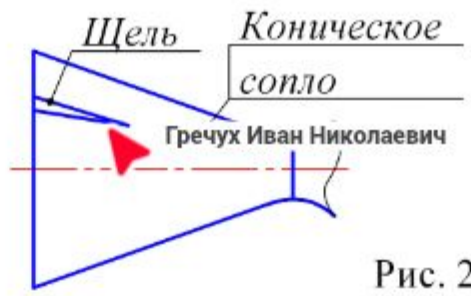


Рис. 2.12 е

file\_2028510159.doc

Активация Windows 9  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



## Лк 9. Органы управления.doc

**7. Выдвижные щитки**, работают в газовой среде двигателя и перемещаются перпендикулярно газовому потоку (только для РДТТ, рис. 2.12 ж).

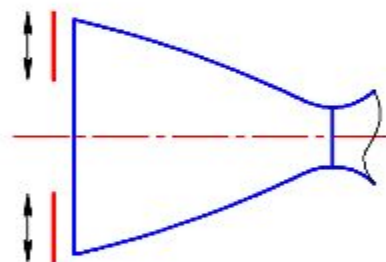


Рис. 2.12 ж

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows 10

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

Лк 9. Органы управления.doc

**8. Вдув генераторного газа или впрыск жидкости в сверхзвуковую часть сопла основного двигателя (рис. 2.12з).**

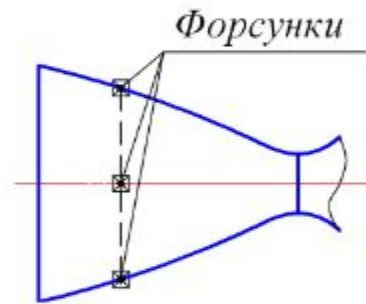


Рис. 2.12 з

Активация Windows  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



Лк 9. Органы управления.doc

**9. Основной многокамерный двигатель работает в режиме форсирования – дросселирования тяги (рис. 2.12 и).**

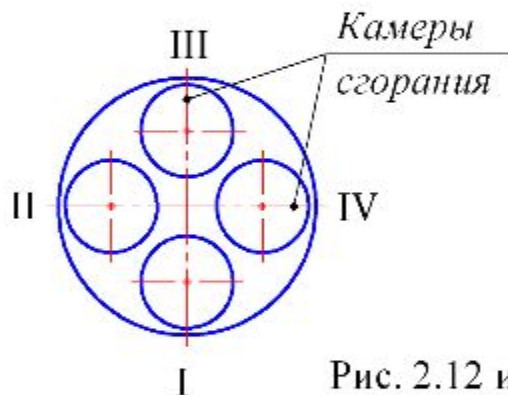


Рис. 2.12 и

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows 12  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



Лк 9. Органы управления.doc

### 10. Управляющие двигатели подвижные (поворотные) или неподвижные.

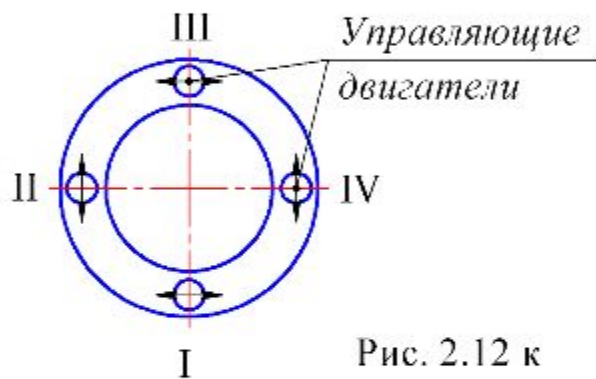


Рис. 2.12 к

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows 13

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".





Лк 9. Органы управления.doc

## 11. Управляющие сопла (поворотные или неподвижные).

Газ из генератора подается на управляющие сопла, и они поворачиваются.

## 12. Комбинированные органы управления.

1. Воздушные и газовые рули.
2. Воздушные рули в паре с основными двигателями, работающими в режиме форсирования – дросселирования.



file\_2028510159.doc

Активация Windows 14


Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



Выход

## Лк 9. Органы управления.doc

**Примечание:**

Все перечисленные органы управления могут создавать управляющие моменты рысканья и тангажа, однако не все из них пригодны для создания момента крена. Если на ракете имеется один поворотный двигатель или если силы создающие момент рысканья и тангажа направлены вдоль продольной оси ракеты, то в этом случае для создания момента крена необходимо применять специальные управляющие двигатели, тяга которых действует в перечной плоскости ракеты.

Величина сил, создаваемая органами управления, зависит от перемещений этих органов (чаще всего угловых) или от секундного расхода топлива, если для создания управляющей силы используется рассогласование тяг основных двигателей.

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows 15

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



32 %



15/17

Microphone icon with 'Вкл.' (On) and camera icon with 'Вкл.' (On).

Hand icon, smiley face, folder, Russian flag, question mark, and 'Выход' (Exit) button.

### Аэродинамические схемы ЛА

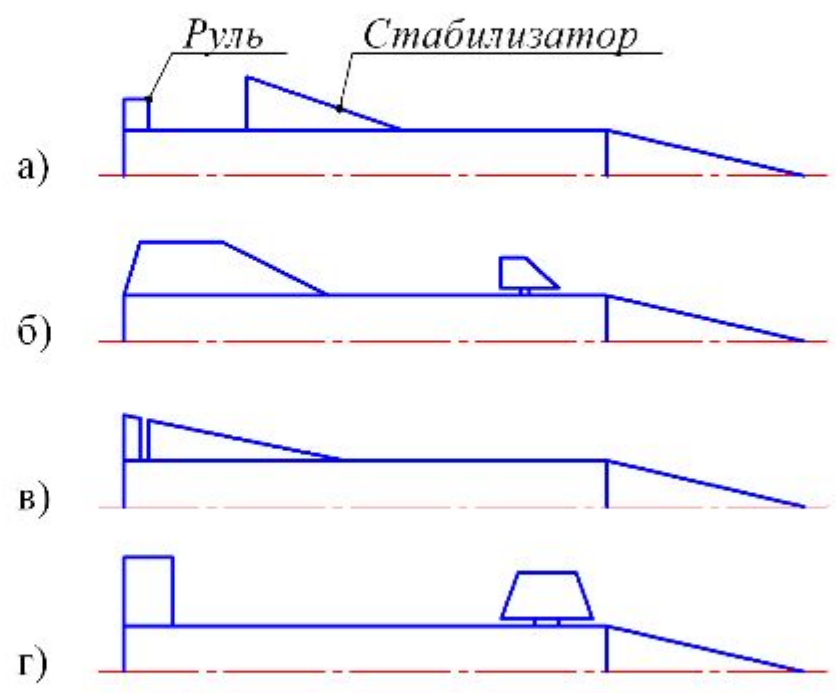


Рис. 2.15. Аэродинамические схемы ЛА

file\_2028510159.doc

Активация Windows 16  
Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".

Windows taskbar showing navigation icons, zoom level (32%), page number (16/17), and system tray with time (16:52) and date (07.10.2020).



Выход

## Лк 9. Органы управления.doc

- а) **Обычная** схема рис. 2.15 а;
- б) схема **“Утка”** рис. 2.15 б;
- в) схема **“Безхвостка”** рис. 2.15 в;
- г) **схемы с поворотными крыльями** рис. 2.15 г.

file\_-20285101.59.doc

Активация Windows 17

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел “Параметры”.



32 %



17/17



Выход

Лк 10. Общий вид траект БР.doc

идео и звук ▾

тус



### Раздел 3

## Расчет траектории полета баллистических ракет (БР)

file\_-1212183795.doc

Активация Windows

Чтобы активировать Windows, перейдите в раздел "Параметры".



32 %



1/19

