



**КазНУ имени аль-Фараби
Физико-технический факультет
Кафедра теплофизики и технической физики**



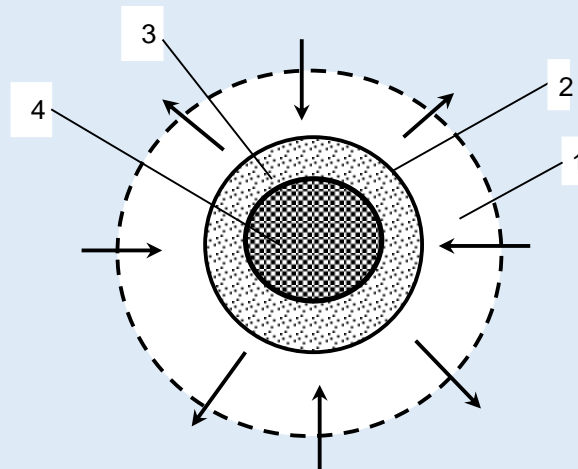
**Спецкурс: Статистическая модель турбулентности при
расчете горения жидких топлив в камерах сгорания**

**доктор физика-математических наук,
профессор Аскарлова А.С.**

МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПЫЛА ЖИДКИХ КАПЕЛЬ ПРИ ВЫСОКОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ



1 – игла, 2 – клапан, 3 – корпус инжектора, 4 – привод топлива, 5 – электрический разъем, 6 – силовой привод, 7 - сопло
Рисунок 3 - Вид поперечного сечения двигателя прямого впрыска бензина (GDI)



1 — область диффузии окислителя и продуктов горения, 2 — жидкость, 3 — пары топлива, 4 — капля жидкого топлива
Рисунок 3 - Схема горения отдельных капель жидкого топлива

$$qFdt = -\rho [c_{жс} (T_k - T_0) + \lambda m] dV$$

$$[c_{жс} (T_k - T_0) + r_m] \cdot u_m = \lambda \frac{T_{max} - T_k}{d} + q_r$$

$$q = -\lambda \frac{dt}{dx}$$

$$\lambda \frac{T_{max} - T_k}{d}$$

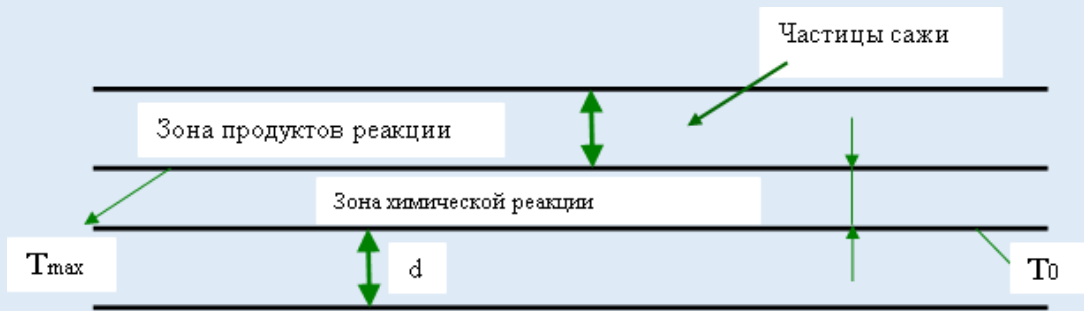


Рисунок 4- Область горения при сжигании жидкого топлива

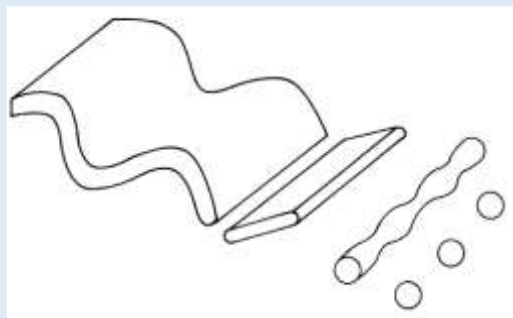


Рисунок 7 - Аэродинамический распад нитей на капли

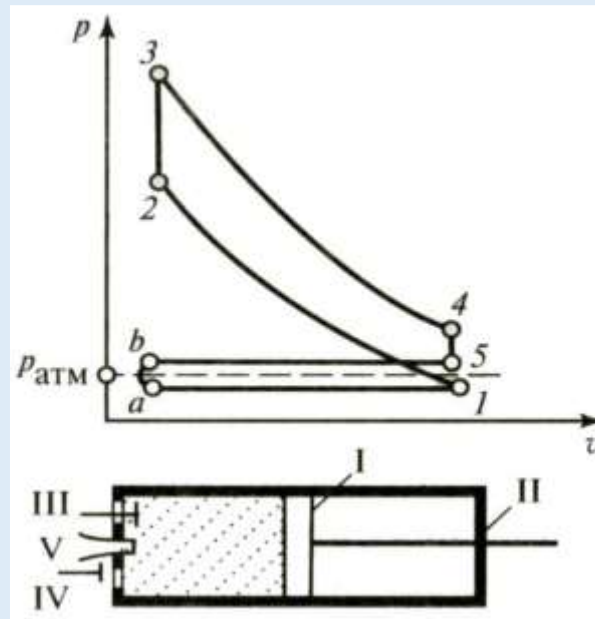


Рисунок 5 - Схема двигателя, работающего по циклу Отто, и его индикаторная диаграмма

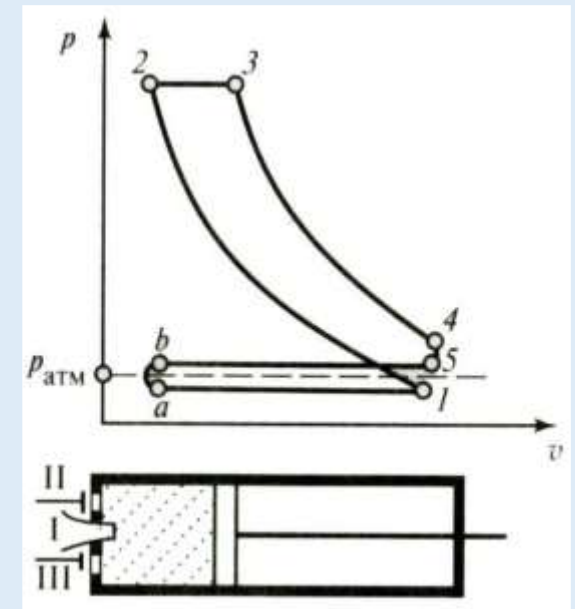
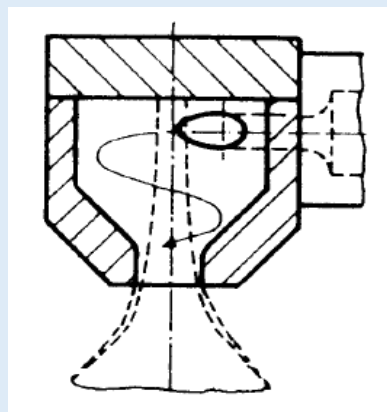
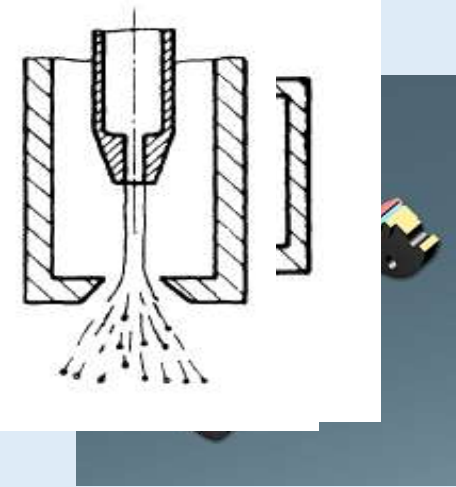


Рисунок 6 - Схема двигателя, работающего по циклу Дизеля, и его индикаторная диаграмма



а) кольцевая форсунка

б) вихревая форсунка

Рисунок 8 - Жидкостные форсунки

$$d_{32} = 2,25 \cdot \sigma_B^{0,25} \cdot \mu_B^{0,25} \cdot M_B^{0,25} \cdot \Delta p_B^{-0,5} \cdot \rho_L^{-0,25}$$

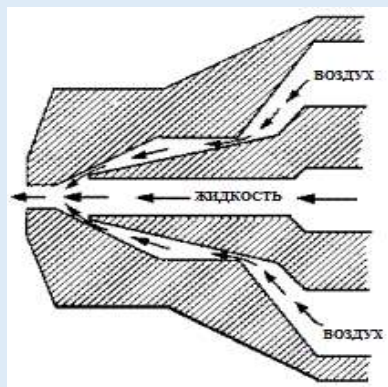


Рисунок 9- Форсунка с двойным впрыском

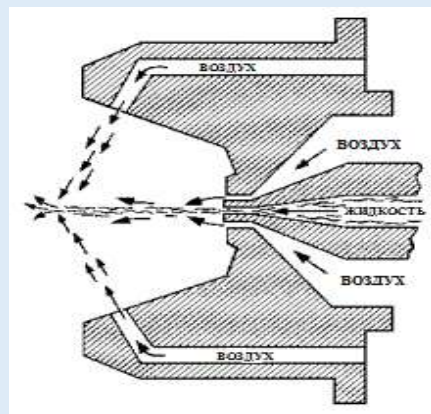


Рисунок 10 - Наружные смешивающие форсунки с двойным впрыском

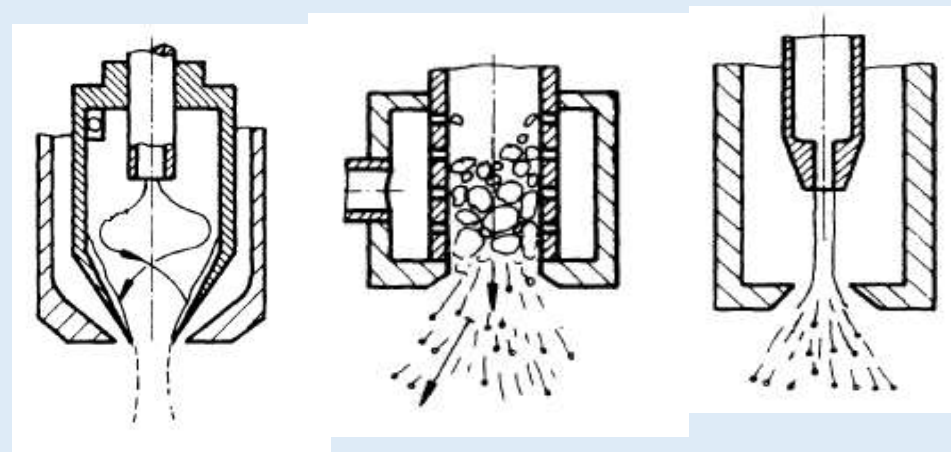
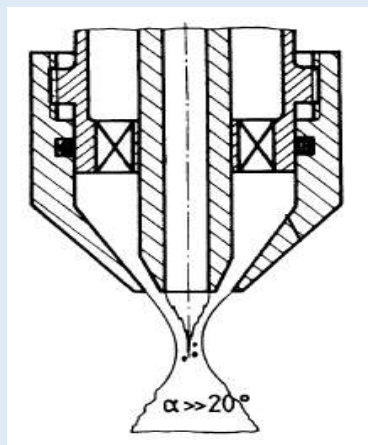


Рисунок 11 - Внутренние смешивающие форсунки с двойным впрыском

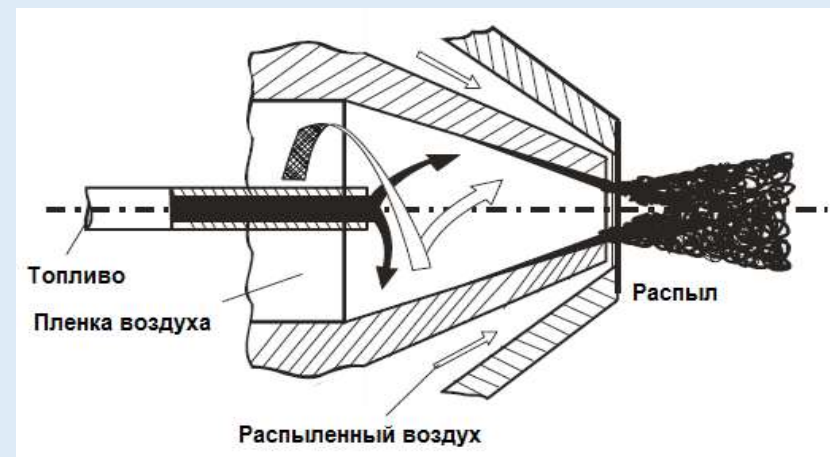


Рисунок 12 - Сопло форсунки с двойным впрыском в устройствах с высокой мощностью

Особенности распыла жидких топлив воздушным потоком

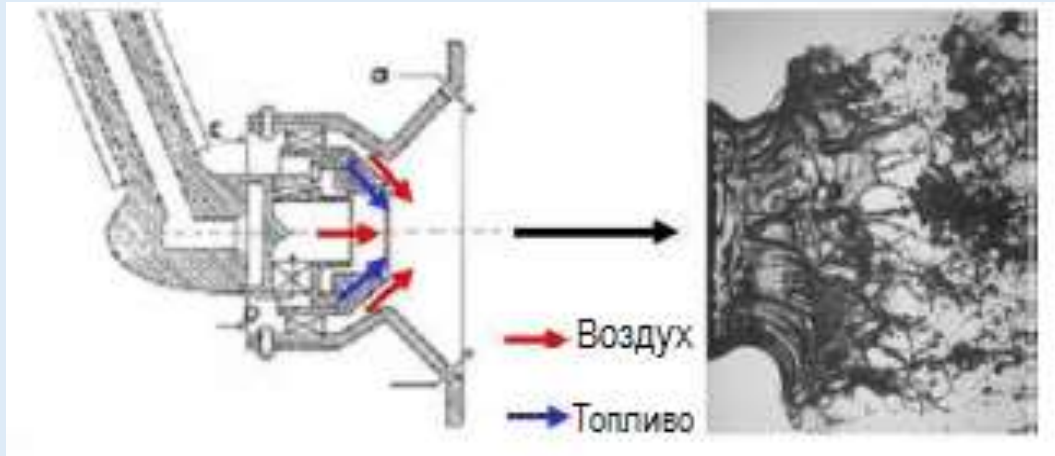


Рисунок 13 - Схема воздушного распыла в авиационном двигателе

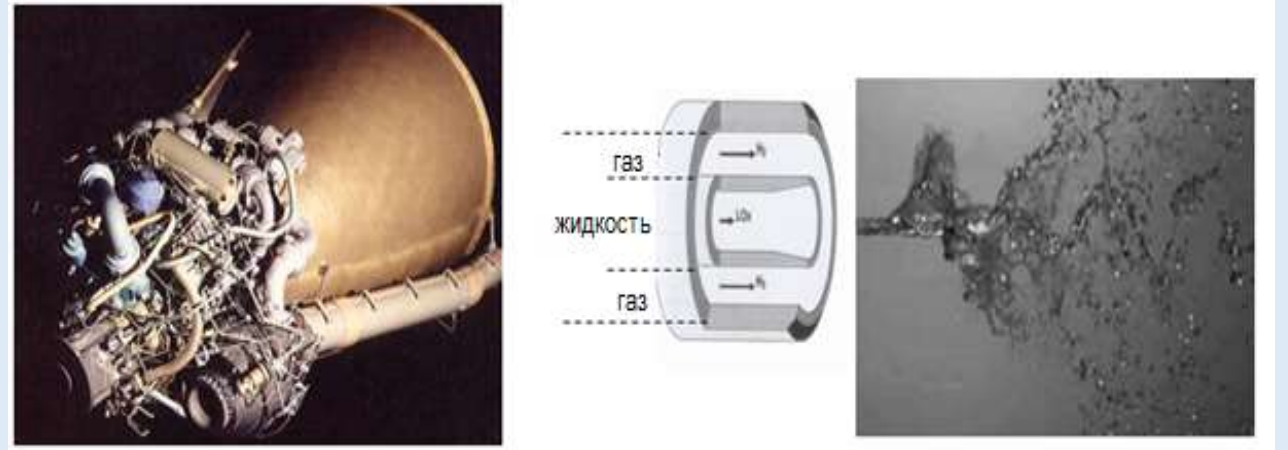


Рисунок 14 - Схема воздушного распыла в ракетном двигателе

$$We = \frac{\rho_g (u_{g,0} - u_{l,0})^2 D_l}{2\sigma}$$

$$Re_l = \frac{u_{l,0} D_l}{\nu_l} \quad Re_g = \frac{u_{g,0} (D_g - D_l)}{\nu_g}$$

$$m = \frac{\rho_g u_{g,0} (D_g^2 - D_l^2)}{\rho_l u_{l,0} D_l^2}$$

$$M = \frac{\rho_g u_{g,0}^2}{\rho_l u_{l,0}^2} \quad \frac{\delta_g}{D_g - D_l} \quad Oh = \frac{\mu_l}{\sqrt{\rho_l \sigma D_l}}$$

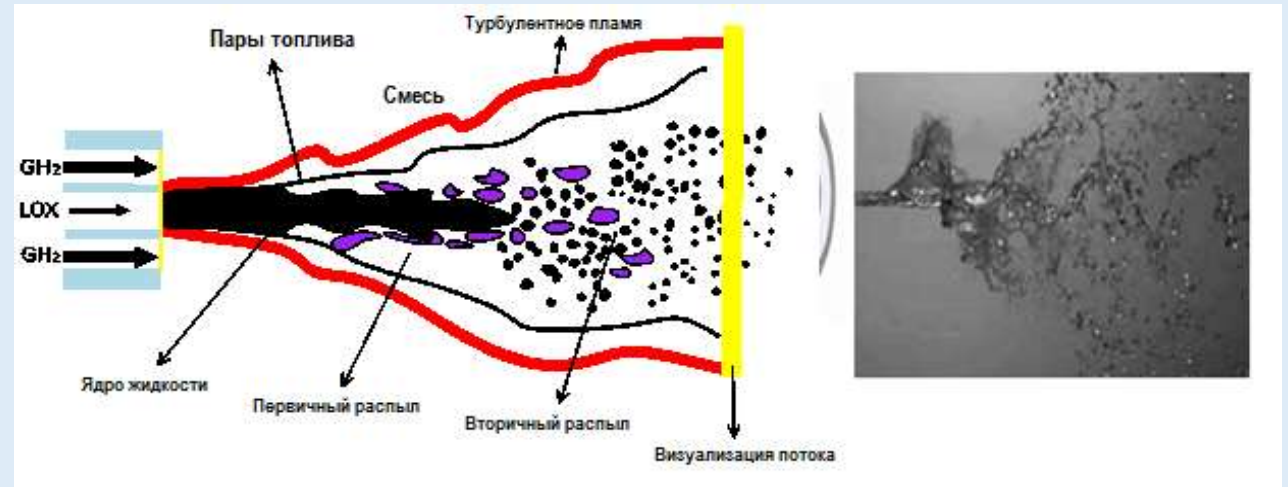


Рисунок 15 - Схема горения распыла

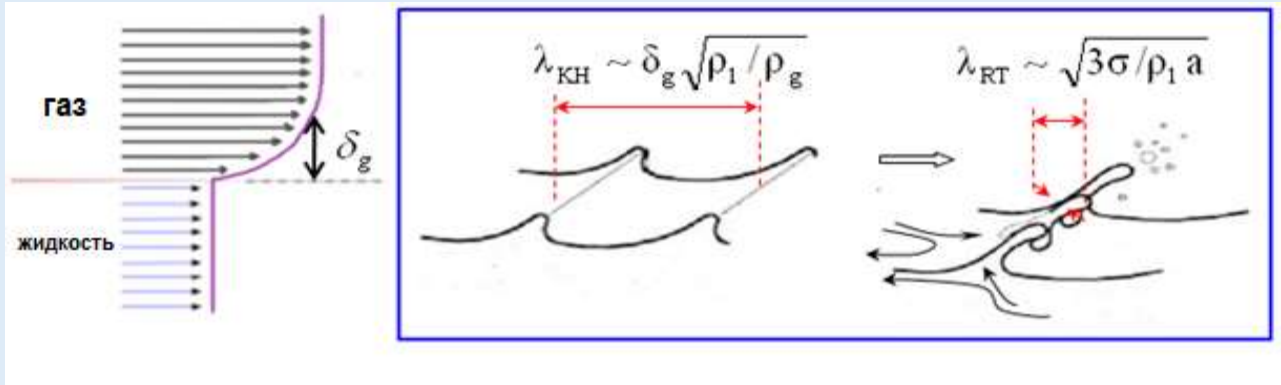
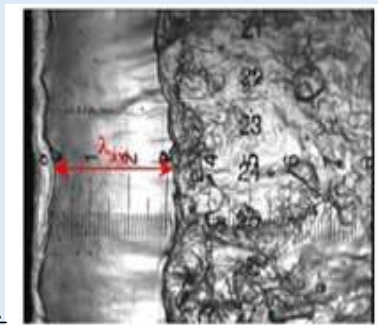


Рисунок 17 - Схема механизма первичного воздушного распыления

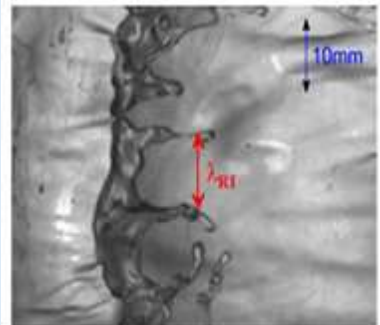
$$\lambda_{KH} \approx C_{KH} \sqrt{\frac{\rho_l}{\rho_g}} \delta_g$$

$$r \sim \frac{1}{2} \lambda_{RT}$$

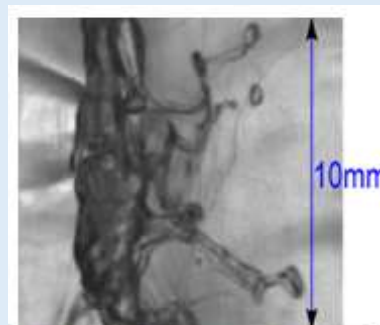
$$\lambda_{RT} = 2\pi \sqrt{\frac{3\sigma}{\rho_l a}}$$



primary, Kelvin-Helmholtz



secondary, Rayleigh-Taylor



drops shedding, 100 μm ÷ 1 cm

Первичный распыл,
неустойчивость
Кельвина-Гельмгольца

Вторичный распыл,
распад Релея-Тейлора

Распад капли,
100 мкм 1 см

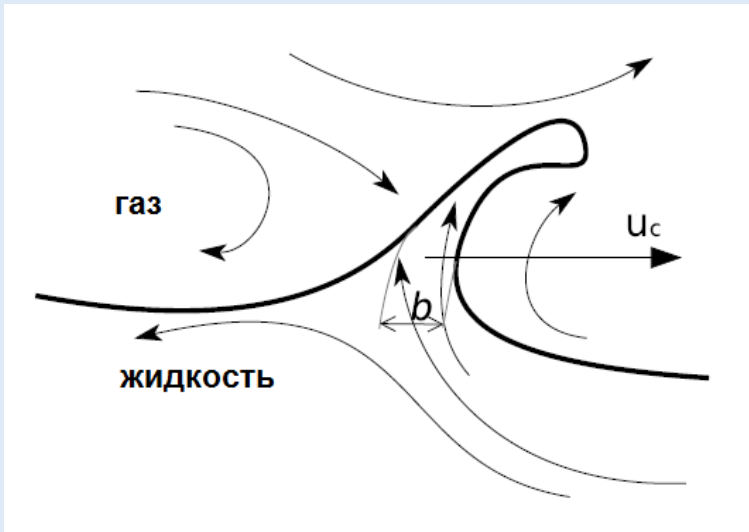
$$a = \frac{1}{2} \frac{C_d \rho_g (u_{g,0} - u_c)^2 A_n}{m_n} \quad u_c = \frac{\sqrt{\rho_g} u_{g,0} + \sqrt{\rho_l} u_{l,0}}{\sqrt{\rho_g} + \sqrt{\rho_l}}$$

$$\rho_g (u_{g,0} - u_c)^2 = \rho_l (u_c - u_{l,0})^2 \quad m_n = \rho_l A_n b$$

$$\lambda_{RT} = 2\pi \sqrt{\frac{3\sigma}{\rho_l a}} = 2\pi \left(\frac{6\sigma \alpha_n \delta_g C_{KH}}{\rho_g C_d} \right)^{1/2} \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{1/4} \frac{1}{(u_{g,0} - u_c)}$$

$$F = C_D \frac{1}{2} \rho_g (u_{g,0} - u_{l,0})^2 A_n$$

Рисунок 17 - Схема распыления при различных неустойчивых течениях



$$a = \frac{C_D \frac{1}{2} \rho_g (u_{g,0} - u_{l,0})^2 \cdot u_{g,0}}{\rho_l \cdot u_{l,0} \cdot \lambda_{KH}}$$

$$\lambda_{RT} = 2\pi \left(\frac{6C_{KH}}{C_d} \right)^{1/2} \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{1/4} \delta_g We_{\delta_g}^{-1/2} \left(\frac{u_{l,0}}{u_{g,0}} \right)^{1/2}$$

Рисунок 18 - Схема первичной продольной волны, воздействующая на поток встречного газа в коаксиальной струе жидкость-газ

$$We_{\delta_g} = \frac{\rho_g (u_{g,0} - u_{l,0})^2 \delta_g}{\sigma}$$

$$r_{cr} = We_{cr} \sigma / \rho_g u_{rel}^2$$

$$r_{cr} = \frac{1}{2} \left(\frac{We_{cr} \sigma}{\varepsilon^{2/3} \rho_g} \right)^{3/5}$$

$$\langle u_{rel}^2 \rangle \approx \varepsilon \tau_{st},$$

$$\tau_{st} = \frac{2\rho_l r^2}{9\rho_g v_g} \frac{1}{1 + 0,15 Re_p^{0,687}}$$

$$r_{cr} = \frac{1}{2} \left(\frac{We_{cr} 18 v_g \sigma}{\varepsilon \rho_l} \right)^{1/3}$$

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ, ОПИСЫВАЮЩИЕ ГОРЕНИЕ ЖИДКИХ ТОПЛИВ

Большинство течений по природе своей имеют турбулентный характер и состояние турбулентности при движении потока сильно влияет на такие параметры течения, как перенос импульса, температуры и концентрации веществ в смеси. В этой главе диссертации приведена математическая модель, описывающая горение жидких топлив на основе уравнений сохранения массы (ρ), импульса ($\rho\vec{u}$), энергии (E) и концентрации (c).

Уравнения сохранения массы, импульса, внутренней энергии и концентрации

Уравнение сохранения массы записывается следующим образом:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho\vec{u}) = S_{mass} \quad (1)$$

Уравнение сохранения импульса газа имеет следующий вид:

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho (\vec{u} \cdot \text{grad}) \vec{u} = \text{div} \vec{\xi} + \rho \vec{g} + S_{mom} \quad \vec{\xi} = -P\vec{I} + \vec{\tau}$$

Правая часть уравнения (1) представляет вклад в изменение импульса за счет градиента давления P , тензора вязких напряжений $\vec{\tau} = \lambda \vec{I} \text{div} \vec{u} + 2\mu \vec{D}$ объемной силы тяжести $\rho \vec{g}$

$$D_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad \rho \frac{\partial E}{\partial t} = \vec{\tau} : \vec{D} - \rho \text{div} \vec{u} - \text{div} \vec{q} + S_{energy}$$

$$\frac{\partial(\rho c_m)}{\partial t} = -\frac{\partial(\rho c_m u_i)}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho \cdot D_{c_m} \cdot \frac{\partial c_m}{\partial x_i} \right) + S_{mass}$$

$$p = R_0 T \sum_m (\rho_m / W_m) \quad I(T) = \sum_m (\rho_m / \rho) I_m(T)$$

$$c_p(T) = \sum_m (\rho_m / \rho) c_{pm}(T) \quad h_m(T) = I_m(T) + R_0 T / W_m$$

Начальные и граничные условия задачи о распыле и горении жидких топлив в камере сгорания

$$t=0 \quad u=0 \quad v=0 \quad w=0 \quad T=T_0 \quad c=c_0$$

$$\frac{v}{u^*} = \begin{cases} 1/k \ln(c_{l\omega} \zeta^{7/8}), & \zeta > R_c \\ \zeta^{1/2}, & \zeta < R_c \end{cases}$$

$$\zeta = \frac{\rho y \nu}{\mu_{air}(T)} \quad \nu = \left| \vec{u} - \omega_{wall} \vec{k} \right| \quad \vec{\sigma}_\omega - (\vec{\sigma}_\omega \cdot \vec{n}) \vec{n} = \rho (u^*)^2 \frac{\vec{v}}{\nu}$$

$$\vec{v} = \vec{u} - \omega_{wall} \vec{k} \quad k = \sqrt{c_\mu^{1/2} (c_{\varepsilon_2} - c_{\varepsilon_1}) \text{Pr}_\varepsilon}$$

$$\frac{J_\omega}{\rho u^* c_p (T - T_\omega)} = \begin{cases} 1 / \left(\text{Pr}_l \frac{\nu}{u^*} \right), & \zeta \leq R \\ 1 / \left\{ \text{Pr} \left[\frac{\nu}{u^*} + \left(\frac{\text{Pr}_l}{\text{Pr}} - 1 \right) R_c^{1/2} \right] \right\}, & \zeta > R_c \end{cases}$$

$$\nabla k \cdot \vec{n} = 0 \quad c_{\mu_\varepsilon} = \left[\frac{c_\mu}{\text{Pr}_\varepsilon (c_{\varepsilon_2} - c_{\varepsilon_1})} \right]^{1/2} \quad \varepsilon = c_{\mu_\varepsilon} \frac{k^{3/2}}{y} \quad \frac{\partial \vec{u}}{\partial x} = 0$$