



МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ  
ИМ. Н.Э. БАУМАНА  
ФАКУЛЬТЕТ «СПЕЦИАЛЬНОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ»  
КАФЕДРА «РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ КОМПОЗИТНЫЕ  
КОНСТРУКЦИИ»



## ДЗ по КРКЭУ-КМОУР

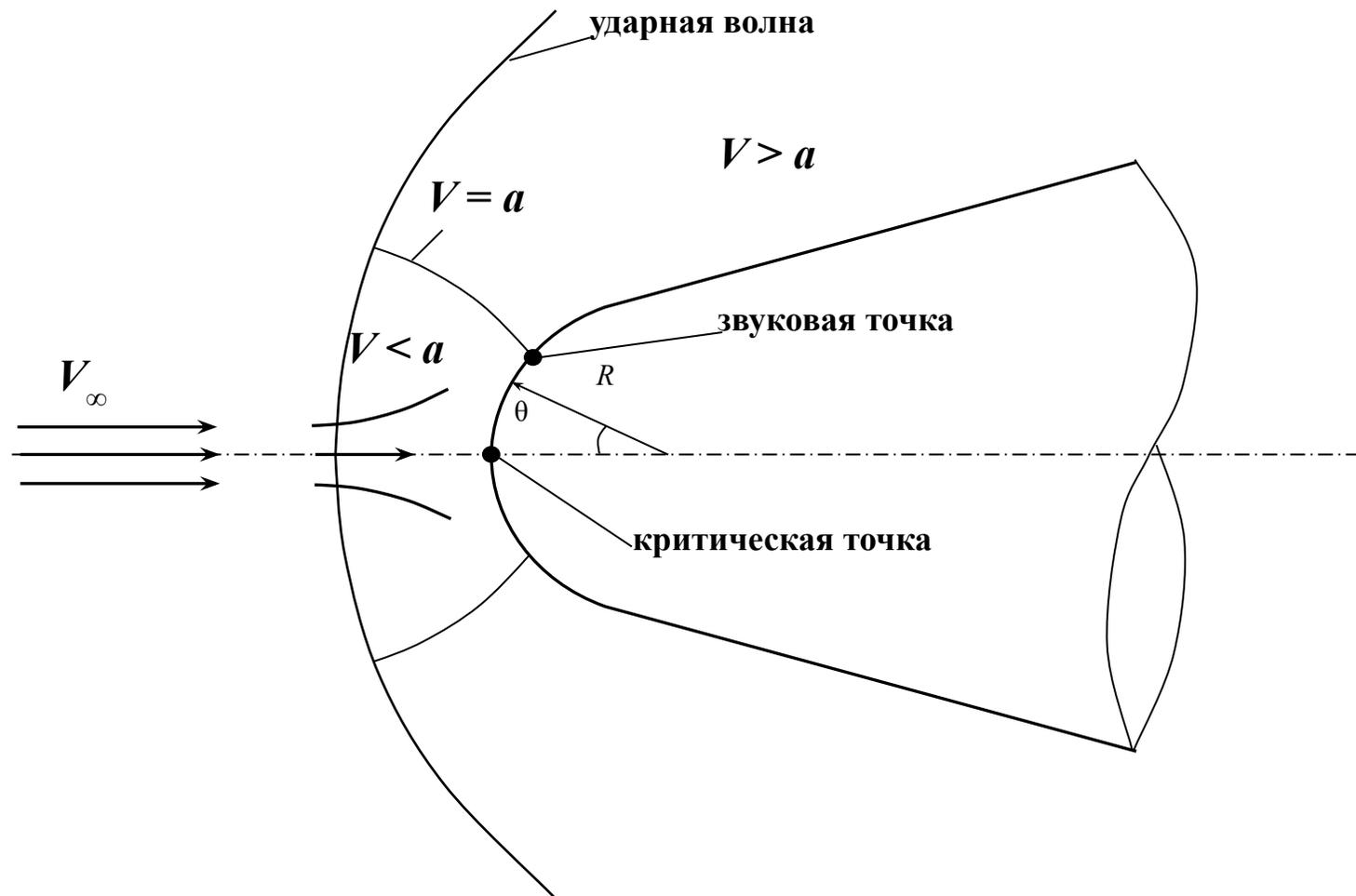
Студент: Сяо Яньсинь

Группа: СМ13И-31М

Вариант: : №36

Преподаватель: Тимошенко. В.П

# Схема сверхзвукового обтекания затупленного тела



Конвективный тепловой поток  $q_{conv}$  к поверхности тела представляется в виде модифицированного закона Ньютона для теплообмена/

$$q_{conv} = \alpha_h (h_e - h_w)$$

где  $\alpha_h$  – энтальпийный коэффициент конвективного теплообмена,  
 $h_e$  – энтальпия восстановления,

$$h_e = c_p(T_\infty) \cdot T_\infty \left( 1 + r_e \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right)$$

Для ламинарного пограничного слоя  $r_e = 0,85$ .

Для турбулентного пограничного слоя  $r_e = 0,9$ .

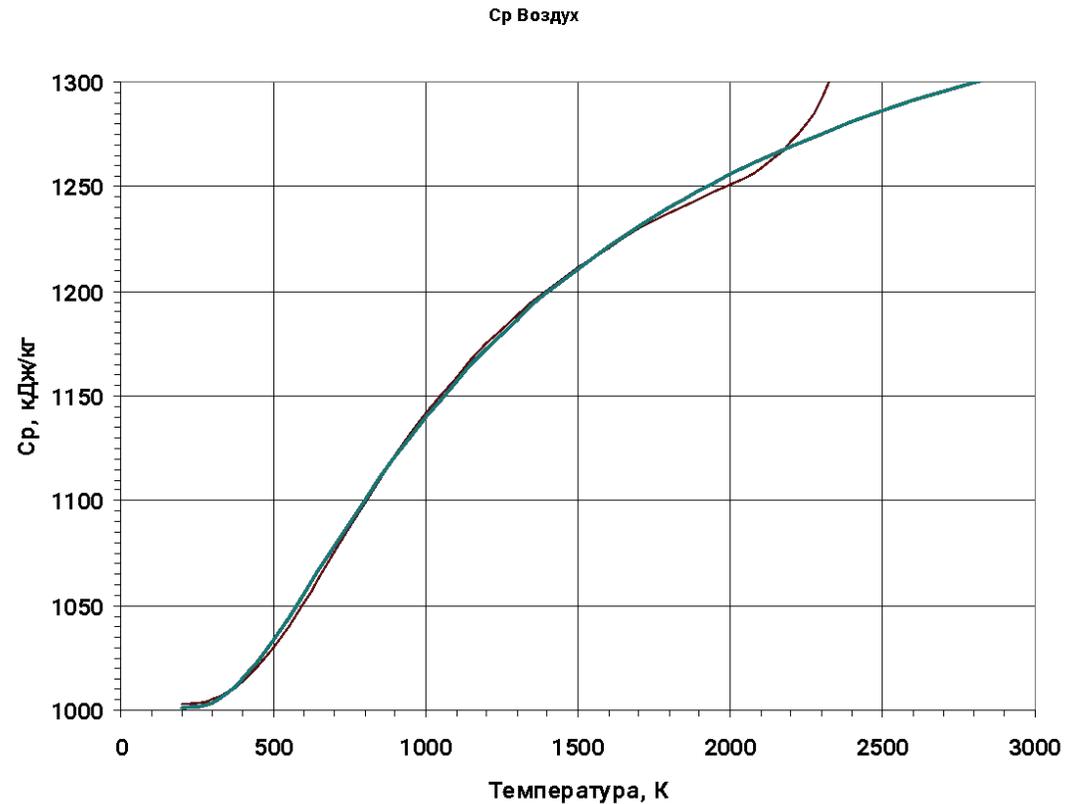
В расчетах принять  $r_e = 1,0$

Число Маха полета,  $M_{\infty} = \frac{V_{\infty}}{a_{\infty}}$       Показатель адиабаты  $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$

$C_p(T)$  – теплоемкость воздуха при постоянном давлении

$$C_p(T) = 1002,32 + 300 \times A1 / (\exp(A1) - 1) + 15 \times A2 / (\exp(A2) - 1)$$

$$A1 = 3200/T, \quad A2 = 1000/T, \quad T - \text{температура, К}$$



Энтальпийный коэффициент конвективного теплообмена в критической точке сферы  $\alpha_{h0}$  (ламинарный режим)

$$\alpha_{h0} = \frac{2,56 \cdot 10^{-5}}{h_e} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} \cdot V_\infty^{3,25} \quad \text{кГ/(м}^2 \cdot \text{с)}.$$

$$\alpha_{h0} = 0,193 \cdot 10^{-3} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} \cdot V_\infty^{1,08} \quad \text{кГ/(м}^2 \cdot \text{с)}.$$

Энтальпийный коэффициент конвективного теплообмена в звуковой точке сферы  $\alpha_{h^*}$  (турбулентный режим)

$$\alpha_{h^*} = 0,469 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{\rho_\infty^{0,8}}{R^{0,2}} \cdot V_\infty^{1,25} \left( 1 + \frac{h_w}{h_e} \right)^{-2/3}$$

В окрестности критической точки для заданного угла, при ламинарном режиме обтекания тепловой поток аппроксимируется формулой

$$q(\theta) = q_0 [0,55 + 0,45 \cos(2\theta)]$$

При турбулентном обтекании распределение теплового потока на закругленном носке аппроксимируется зависимостью

$$q(\theta) = q_* [3,75 \sin \theta - 3,5 \sin^2 \theta]$$

$$\alpha_h(\theta) = \alpha_{h^*} [3,75 \sin \theta - 3,5 \sin^2 \theta]$$

# УСЛОВИ

Рассчитать  $q_{conv}$  и  $T_{aw}$  для критической точки сферического носка (ламинарный режим) и для звуковой точки сферического носка (турбулентный режим). Результаты представить в виде численных значений.

Рассчитать распределение  $q_{conv}(\theta)$  и  $T_{aw}(\theta)$  для  $\theta=0 \dots \pi/2$

$R=0,1; 1,0$  м

$H=72000$  м,  $V=7000$  м/с

Формулы (3), (4), (5), (6), (7) – сравнить соответствующие результаты на одном графике для каждого значения  $R$ .

## Исходные данные:

R, м	V, м/с	H, м
0,1; 1,0	7000	72000

## Стандартная атмосфера по ГОСТу 4401-81

T, К	P, Па	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	g, м/с <sup>2</sup>
214,264	3,834	$6,234 \cdot 10^{-5}$	9,588

## решени

**Скорость звука:**  $a_{\infty} = \sqrt{rRT} = 294,44 \text{ м/с}$

**Число Маха полета:**  $M_{\infty} = \frac{V_{\infty}}{a_{\infty}} = 23,855$

$c_p(T)$  – теплоемкость воздуха при температуре  $T$ , К.

$$A1 = \frac{3200}{T} = 14,935$$

$$A2 = \frac{1000}{T} = 4,667$$

$$c_p(T) = 1002,32 + 300 \cdot A1 / (\exp(A1) - 1) + 15 \cdot A2 / (\exp(A2) - 1) = 1002,986 \frac{\text{Дж}}{(\text{кг} \cdot \text{К})}$$

$h_e$  – энтальпия восстановления,

$$h_e = \bar{c}_p(T_{\infty}) \cdot T_{\infty} \left( 1 + r_e \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^2 \right) = 2,467 \cdot 10^7 \text{ Дж/кг}$$

$r_e$  – коэффициент восстановления, в расчетах принять  $r_e = 1,0$

$h_w$  – энтальпия газа при температуре нагреваемой поверхности

$$h_w = c_p(T_w) T_w$$

### Энтальп. коэфф. в критич. точке при ламин.режиме, кг/(м2.К)

$$\text{Для } R=0.1 \quad \alpha_{h0} = \frac{2,56 \cdot 10^{-5}}{h_e} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} \cdot V_\infty^{3,25} = 0,0813, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с}) ; \quad \alpha_{h0} = 0,193 \cdot 10^{-3} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} \cdot V_\infty^{1,08} = 0,0685, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$$

$$\text{Для } R=1 \quad \alpha_{h0} = \frac{2,56 \cdot 10^{-5}}{h_e} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} \cdot V_\infty^{3,25} = 0,026, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с}) ; \quad \alpha_{h0} = 0,193 \cdot 10^{-3} \cdot \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} \cdot V_\infty^{1,08} = 0,022, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$$

### Энтальп. коэфф. в критич. точке при турб. режиме, кг/(м2.К)

$$\text{Для } R=0.1 \quad \alpha_{h*} = 0,469 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{\rho_\infty^{0,8}}{R^{0,2}} \cdot V_\infty^{1,25} \left(1 + \frac{h_w}{h_e}\right)^{-2/3} = 0,0196, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$$

$$\text{Для } R=1 \quad \alpha_{h*} = 0,469 \cdot 10^{-3} \cdot \frac{\rho_\infty^{0,8}}{R^{0,2}} \cdot V_\infty^{1,25} \left(1 + \frac{h_w}{h_e}\right)^{-2/3} = 0,0124, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$$

## Конвект. тепл. поток в критич. точке (ламин.режим) , Вт/м2

Для  $R=0.1$   $q_{conv} = \alpha_h(h_e - h_w) = 1,770 \cdot 10^6$

$$q_{conv} = \alpha_h(h_e - h_w) = 1,500 \cdot 10^6$$

Для  $R=1$   $q_{conv} = \alpha_{h0}(h_e - \bar{c}_{pw}T_{aw}) = 5,795 \cdot 10^5$

$$q_{conv} = \alpha_{h0,цил}(h_e - \bar{c}_{pw}T_{aw}) = 4,904 \cdot 10^5$$

## Радиационный тепловой поток (для критич. точки), Вт/м2

Для  $R=0.1$   $q_{conv} = \varepsilon\sigma \cdot T_{aw}^4 = 1,770 \cdot 10^6$

$$q_{conv} = \varepsilon\sigma \cdot T_{aw}^4 = 1,500 \cdot 10^6$$

Для  $R=1$   $q_{conv} = \varepsilon\sigma \cdot T_{aw}^4 = 5,795 \cdot 10^5$

$$q_{conv} = \varepsilon\sigma \cdot T_{aw}^4 = 4,904 \cdot 10^5$$

**Конвект. тепл. поток в звуковой. точке (турбул.режим) , Вт/м2**

for R=0,1  $q_{conv*} = \alpha_{h*} (h_e - \bar{c}_{pw} T_{aw}) = 4,424 \cdot 10^5$

for R=1  $q_{conv*} = \alpha_{h*,цил} (h_e - \bar{c}_{pw} T_{aw}) = 2,841 \cdot 10^5$

**Радиационный тепловой поток (для критич. точки), Вт/м2**

for R=0,1  $q_{conv*} = \varepsilon \sigma \cdot T_{aw}^4 = 4,424 \cdot 10^5$

for R = 1  $q_{conv*} = \varepsilon \sigma \cdot T_{aw}^4 = 2,841 \cdot 10^5$

В окрестности критической точки для заданного угла  $\theta$ , при ламинарном режиме обтекания тепловой поток  $q(\theta)$  аппроксимируется формулой

$$q(\theta) = q_0 [0,55 + 0,45 \cos(2\theta)], \quad (0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2})$$

или что то же самое:

$$\alpha_h(\theta)(h_e - h_w) = \alpha_{h_0} [0,55 + 0,45 \cos(2\theta)](h_e - h_w), \quad (0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2})$$

При турбулентном обтекании распределение теплового потока на закругленном носке аппроксимируется зависимостью

$$q(\theta) = q_* [3,75 \sin \theta - 3,5 \sin^2 \theta], \quad (0 < \theta \leq \frac{\pi}{2})$$

или что то же самое:

$$\alpha_{h_*}(\theta)(h_e - h_w) = \alpha_{h_*} [3,75 \sin \theta - 3,5 \sin^2 \theta](h_e - h_w), \quad (0 < \theta \leq \frac{\pi}{2})$$

Расчет распределения теплового потока при ламин. режиме для  $R=0,1$

	Для формула (3)	Для формула (4)	
Максимальный тепловой поток ( $\text{Вт}/\text{м}^2$ )	1770000	1500000	при $\theta = 0 \text{ deg}$
Максимальная температура (К)	2499,338	2398,03	при $\theta = 0 \text{ deg}$

Расчет распределения теплового потока при турбул.: режиме для  $R=0,1$

Максимальный тепловой поток ( $\text{Вт}/\text{м}^2$ )	444374,98		при $\theta = 32,4 \text{ deg}$
Максимальная температура (К)	1769,168		при $\theta = 32,4 \text{ deg}$

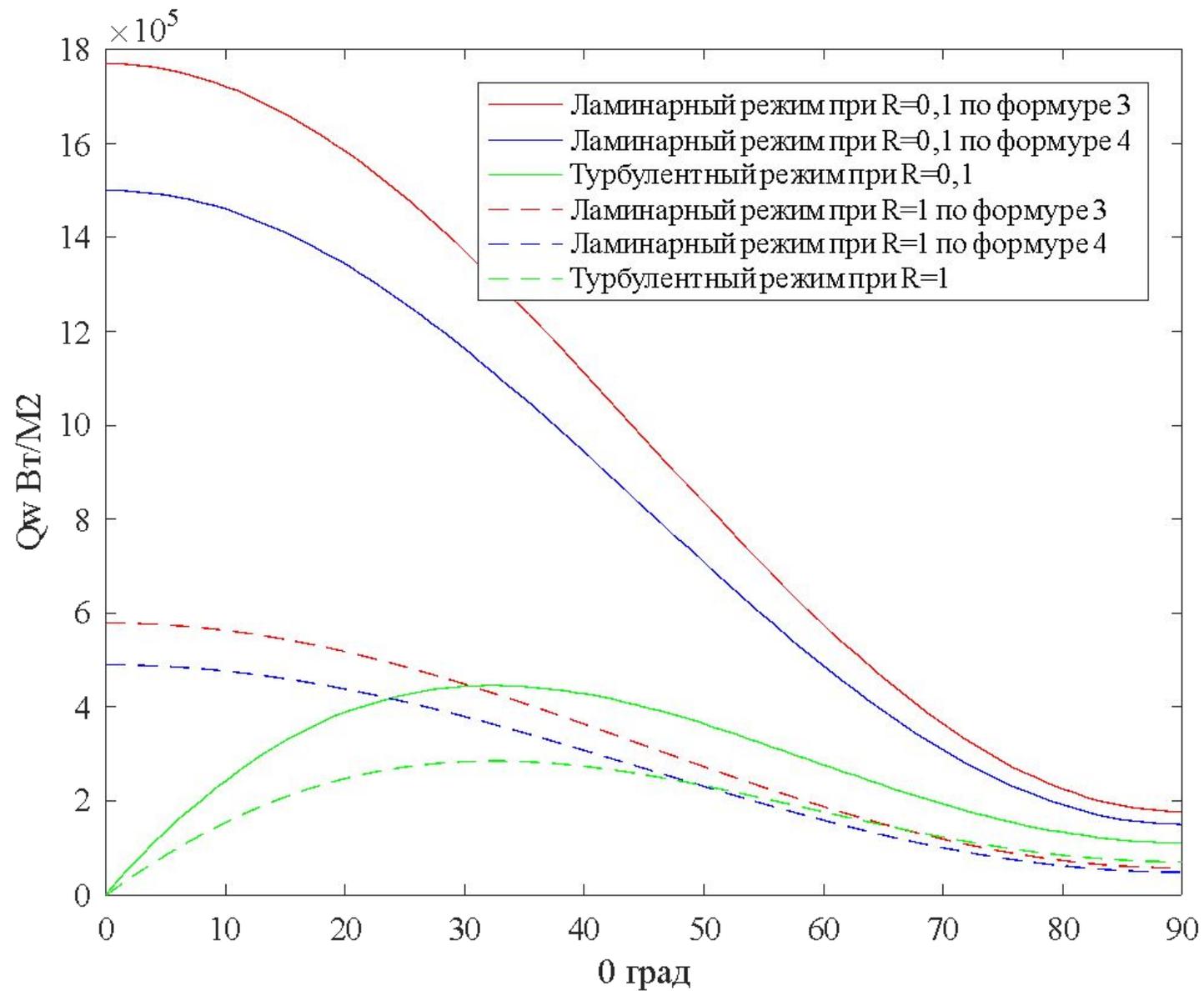
Расчет распределения теплового потока при ламин. режиме для  $R=1$

Максимальный тепловой поток ( $\text{Вт}/\text{м}^2$ )	579500	490400	при $\theta = 0 \text{ deg}$
Максимальная температура (К)	1890,58	1813,299	при $\theta = 0 \text{ deg}$

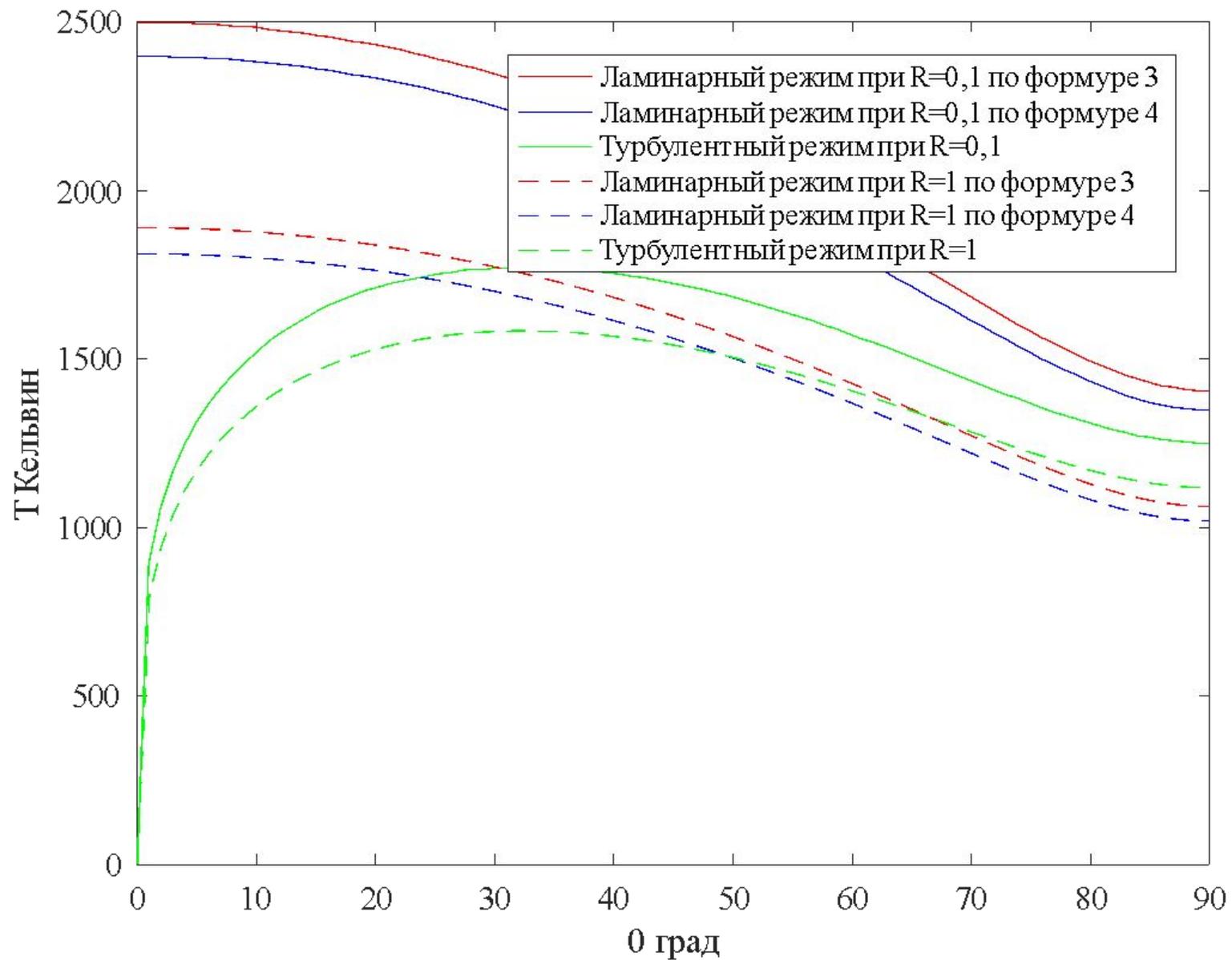
Расчет распределения теплового потока при турбул.: режиме для  $R=1$

Максимальный тепловой поток ( $\text{Вт}/\text{м}^2$ )	44365,49148		при $\theta = 32,4 \text{ deg}$
Максимальная температура (К)	285368.291		при $\theta = 32,4 \text{ deg}$

### распределение $q_{conv}(\theta)$ для $\theta=0\dots\pi/2$



### распределение $T_{av}(\theta)$ для $\theta=0\dots\pi/2$



**Спасибо за внимание!**