

Влияние энтальпии потока на отрыв и теплообмен в окрестности трехмерного выступа в гиперзвуковом потоке



А.В. Лепихов

В окрестности элемента, выступающего в гиперзвуковой поток, возникает сложное пространственное течение, характеризующееся появлением локальных зон высоких давлений и тепловых потоков. Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах позволили схематизировать течение в отрывных зонах перед уступом и разработать эмпирические зависимости для оценки максимальных тепловых потоков на поверхности трехмерного выступа. Однако величины давления и энтальпии потока, создаваемые при наземных испытаниях, существенно отличаются от тех, что реализуются в полете. Основная цель работы – определение влияния реальных свойств воздуха на картину течения в окрестности уступа, выставленного в гиперзвуковой поток. Предыстория течения создается конусом, затупленным по сфере. Параметры набегающего потока: $M_\infty=25$, $P_\infty=2550$ Па, $T_\infty=221.6$. Уступ шириной 200 мм расположен в торцевой части конуса.

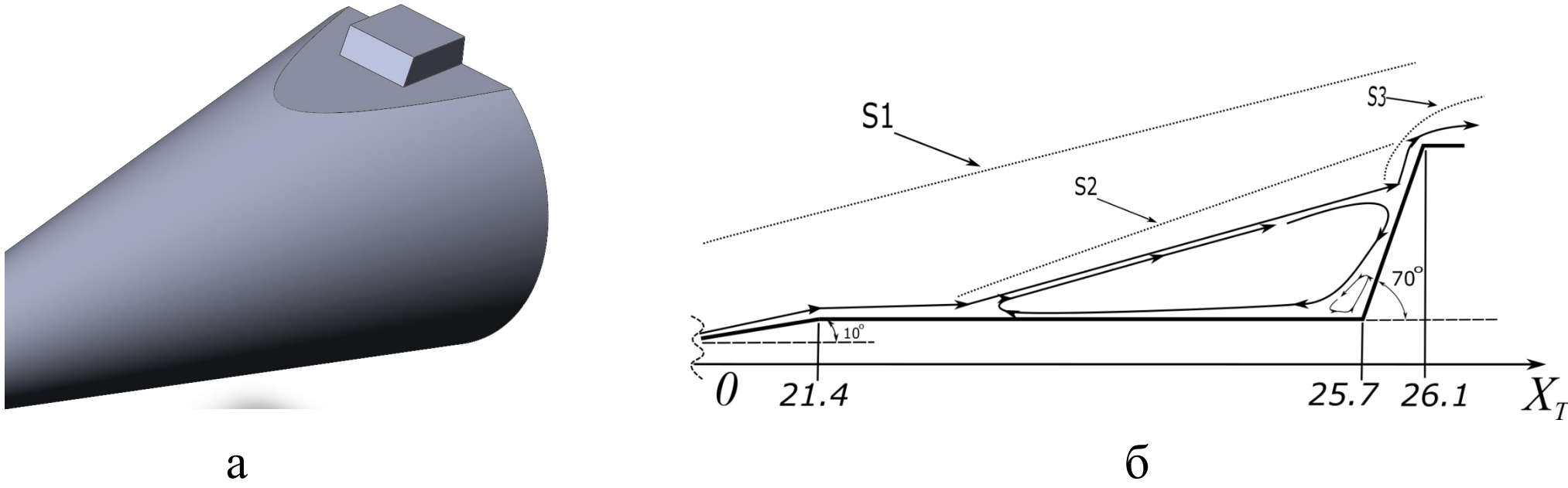


Рисунок 1. Геометрические параметры объекта исследования: а) 3D-проекция; б) – в плоскости симметрии уступа. R=0.07 м.

Методика исследования

Система уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) &= -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho H) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho H + p)) &= \nabla \cdot (\lambda_{eff} \nabla T + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v})), \end{aligned}$$

Турбулентность: k- ω SST.

Модель равновесного воздуха [Gupta91]:

$$\begin{aligned} R_{eq} &= R_g \cdot Z^{gupta}(p, T) \\ \rho &= \frac{p}{R_{eq} T}, \quad C_p = F_1^{gupta}(p, T), \quad H(p, T) = \int_{T_{ref}}^T C_p dT, \\ \gamma_{eq} &= \frac{C_p}{C_p - R_{eq}}, \quad s = \frac{R_{eq}}{\gamma_{eq} - 1} \cdot \log\left(\frac{p}{p_{ref}}\right), \quad a = \sqrt{\gamma_{eq} \cdot R_{eq} \cdot T}, \\ \mu &= \begin{cases} 0.7e-7, & T < 200 K, \\ 1.4584e-06 \cdot \frac{T^{1.5}}{T + 110.33}, & T < 500 K, \\ F_2^{gupta}(p, T), & T \geq 500 K. \end{cases} \quad \lambda = \begin{cases} 2.5e-3 \cdot \frac{T^{1.5}}{T + 194.4}, & T < 500 K, \\ F_3^{gupta}(p, T), & T \geq 500 K. \end{cases} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} &= -\frac{\rho}{Z} \cdot \left(\frac{1}{T} + \frac{dZ}{dT}\right), \quad \frac{\partial \rho}{\partial p} = \frac{1}{R_{eq} \cdot T} - \frac{\rho}{Z} \cdot \frac{dZ}{dp}, \quad \frac{\partial H}{\partial T} = \frac{H(p, T + \Delta T) - H(p, T - \Delta T)}{2\Delta T}, \\ \frac{\partial H}{\partial p} &= \frac{H(p + \Delta p, T) - H(p - \Delta p, T)}{2\Delta p} \end{aligned}$$

Модель инертного воздуха: $C_{O_2}=0.23$, $C_{N_2}=0.77$

$$\begin{aligned} C_p &= \sum_i c_i \cdot C_{p,i}, \quad C_{p,i} = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4 [McBride93], \\ \mu &= \sum_i \frac{c_i^{mole} \cdot \mu_i}{\sum_j c_j^{mole} \cdot \mu_{ij}}, \quad \mu_i = \mu_i^0 \cdot \left(\frac{T}{T_i^0}\right)^{1.5} \cdot \frac{T_i^0 + S_i}{T + S_i}, \quad \lambda_i = \frac{15}{4} \cdot \frac{R_0}{Mw_i} \cdot \mu_i \cdot \left(\frac{4}{15} \cdot \frac{C_{p,i} \cdot Mw_i}{R_0} + \frac{1}{3}\right) \end{aligned}$$

Модель диссоциирующего воздуха: шесть компонент: N_2 , O_2 , N , O , NO , NO^+

Кинетическая схема диссоциации воздуха. $k_f = A \cdot T^B \cdot e^{-E/RT}$

№ п/п	Реакция	A	B	E
1	$O_2 + M \rightleftharpoons 2O + M$	2.5005E+13	-0.5	4.9365e+08
2	$N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$	6.8027E+10	0.0	3.1395e+08
3	$NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$	3.1999E+06	1.0	1.6365e+08
4	$N_2 + M \rightleftharpoons 2N + M$	2.0004E+18	-1.5	9.4177e+08
5	$NO + M \rightleftharpoons N + O + M$	5.5042E+17	-1.5	6.2782e+08
6	$N + O \rightleftharpoons NO^+$	6.3989e+17	0.5	2.6935e+08

Примечание: Эффективность M составляет 2.5 для компонента H_2 , 16 для H_2O и 1 для остальных компонент. Размерность принята в джоулях, молях* 10^{-3} , м³, секундах.

M	No. реакции		
	1	4	5
O_2	5	2	2
O	25	5	5
N	2	3	5
NO	2	2	2
NO^+	0	0	0
N_2	2	5	2

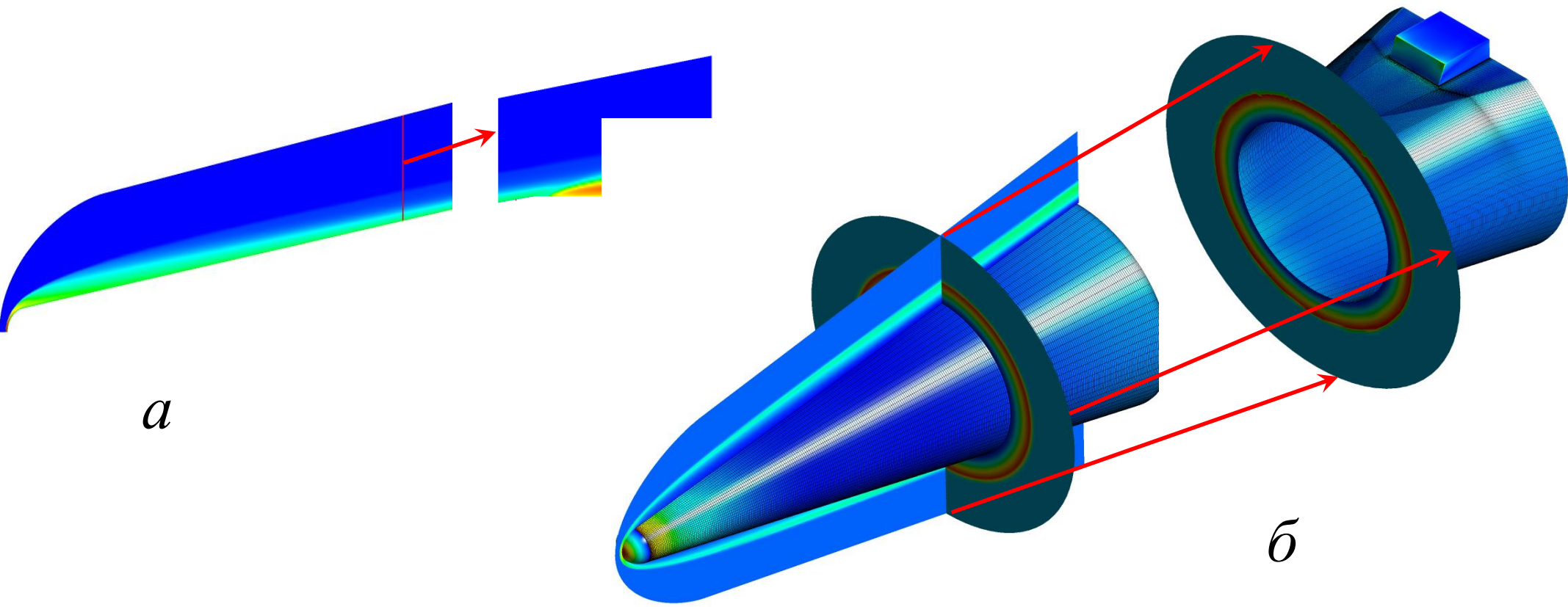


Рисунок 2. Двухэтапная схема решения задачи с передачей параметров V_x , V_y , V_z , P_s , T_s , k , ω , c_i при помощи профиля в двухмерном (а) и трехмерном (б) случаях

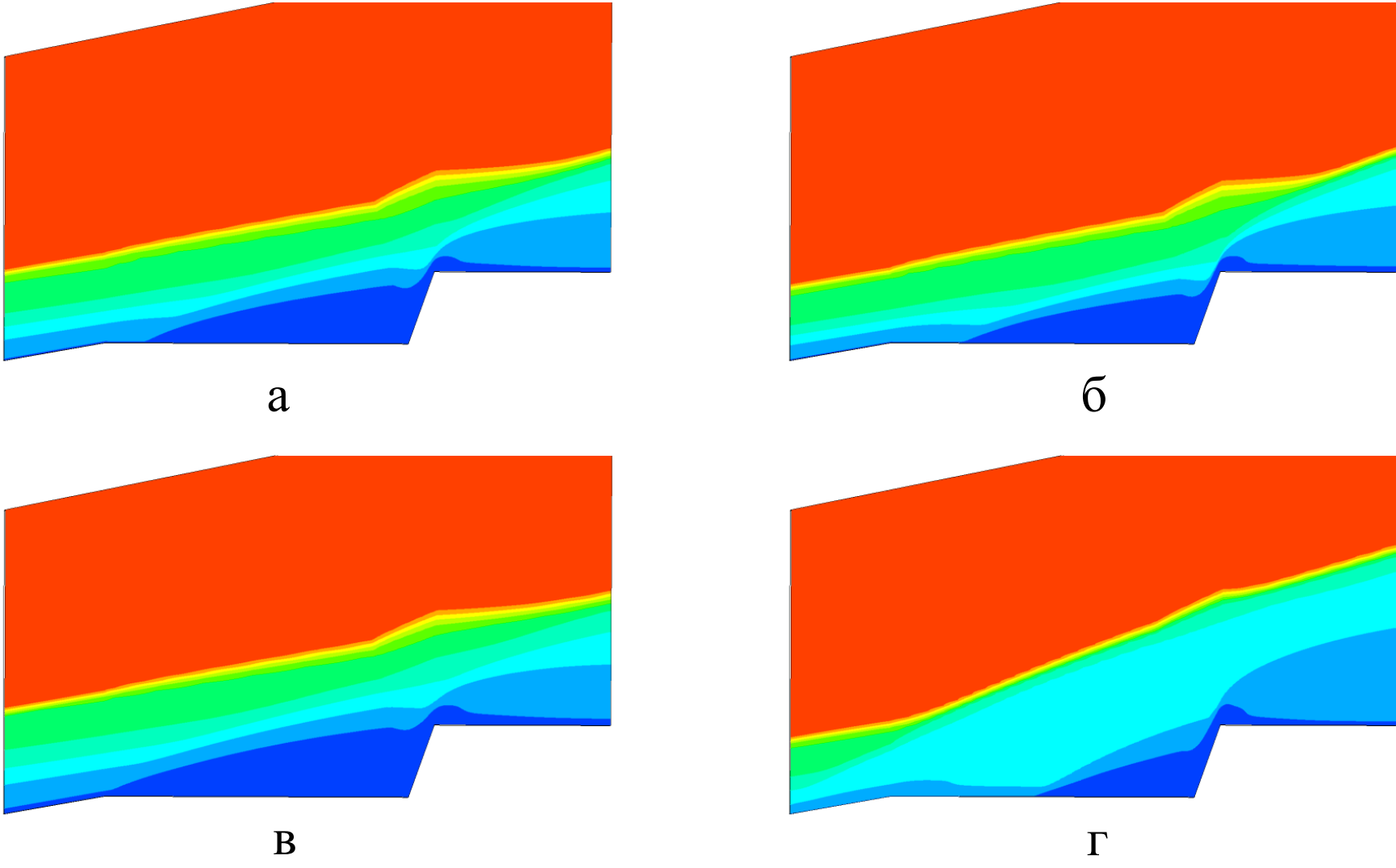


Рисунок 3. Влияние модели воздуха на форму отрывной зоны перед уступом: а) модель инертного воздуха; б) модель диссоциирующего воздуха; в) модель идеального газа при T=25 C; г) модель равновесного воздуха.

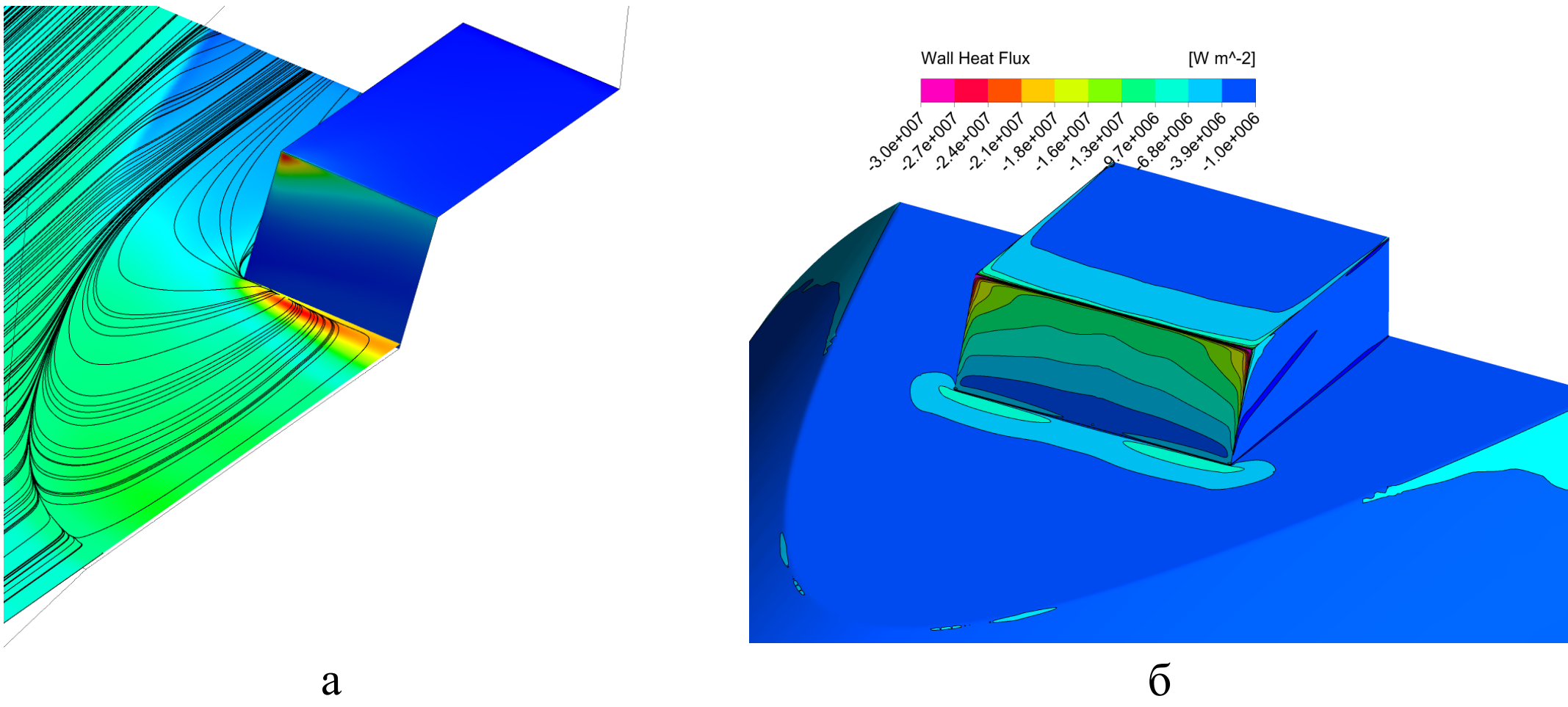


Рисунок 4. Картина течения в пограничном слое и давления на поверхности уступа (а); распределение теплового потока по поверхности ЛА в окрестности уступа (б).

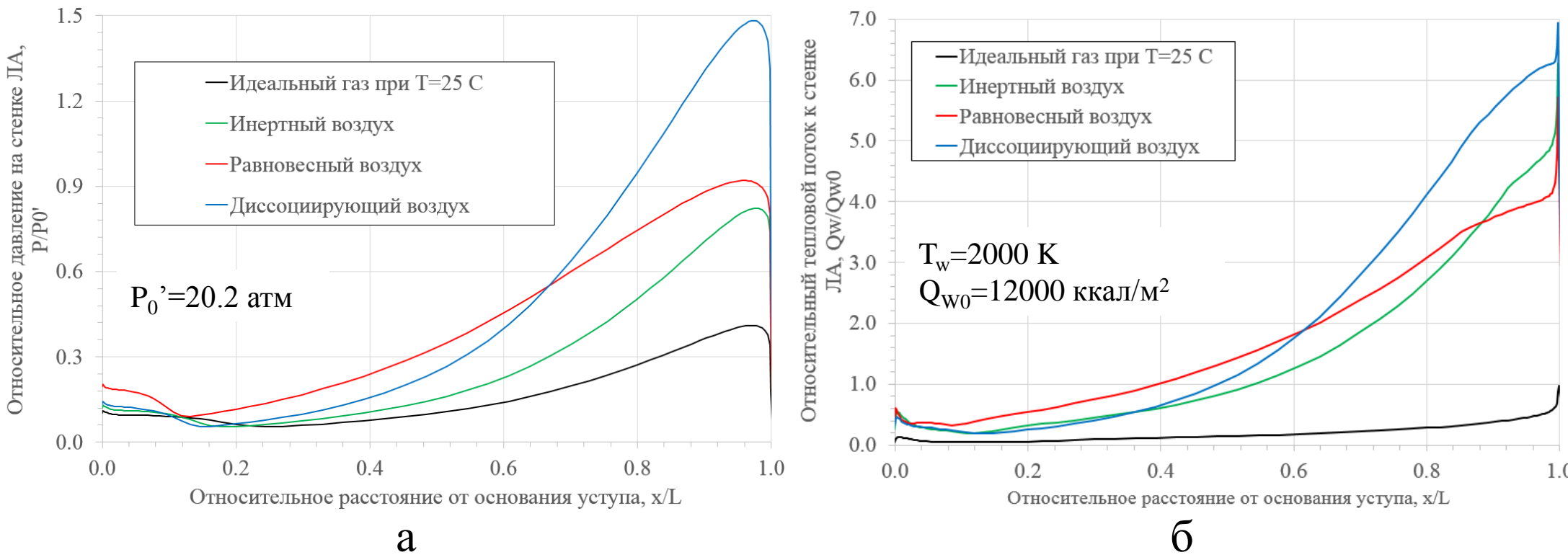


Рисунок 5. Распределение давления (а) и теплового потока (б) по наветренной поверхности уступа вдоль образующей, расположенной в плоскости симметрии уступа.

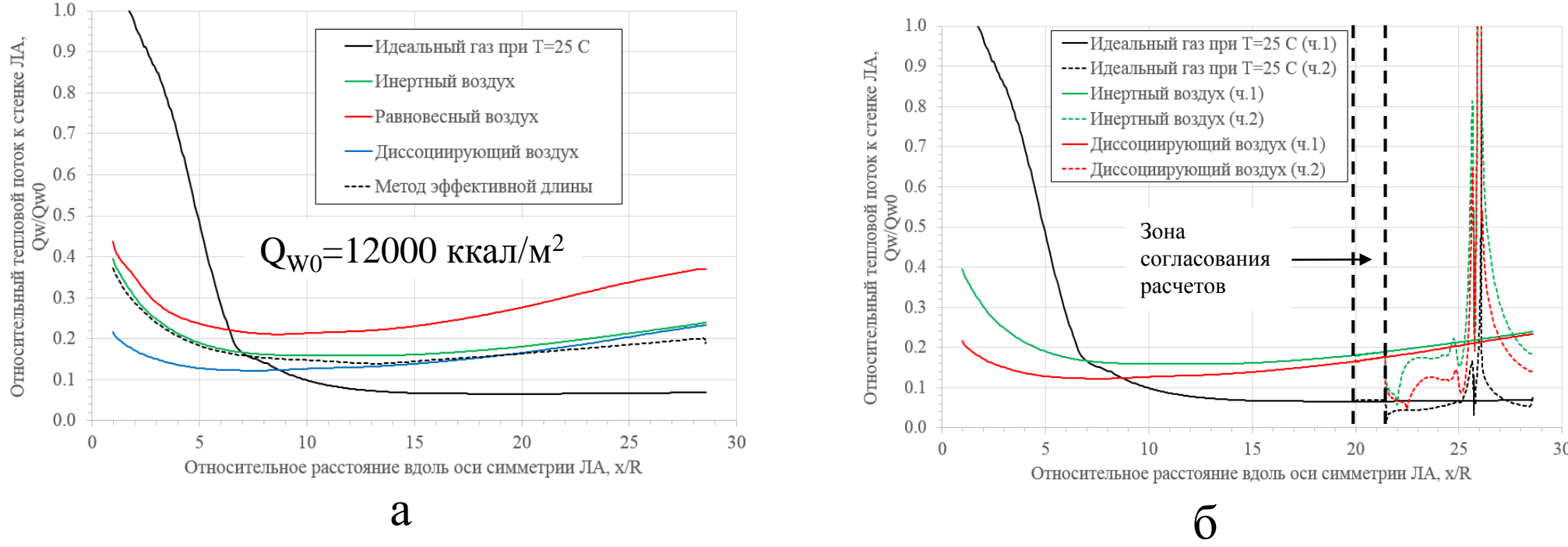


Рисунок 6. Распределение теплового потока по образующей переднего конуса (а) и распределение теплового потока по всей длине ЛА в плоскости симметрии уступа.

Результаты

- Реализована модель равновесного воздуха в виде UDRGM-библиотеки для CAE-пакета ANSYS Fluent
- Отработана методика последовательного решения задачи сверхзвукового обтекания с передачей параметров течения вниз по течению при помощи профилей.
- Исследована картина обтекания уступа высокоэнтальпийным потоком с помощью моделей совершенного газа, диссоциирующего и равновесного газа (воздуха).
- Показано, что эффекты реального газа существенно уменьшают размер отрывной зоны перед уступом и приводят к повышению величины теплового потока в зоне присоединения.

Литература

[Gupta91] Gupta R.N., Lee K-P., Thompson R.A., Yos J.M. Calculations and Curve Fits of Thermodynamic and Transport Properties for Equilibrium Air to 30 000 K // NASA Reference Publication 1260, October 1991.
[McBride93] McBride B.J., Gordon S., Reno M.A. Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species // NASA Technical Memorandum 4513, 1993.