

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ.

ТЫНЫБЕКОВ А.К. (КРСУ)

izvestiya@ktu.aknet.kg

В данной работе представлены результаты экспериментальных и теоретических исследований обтекания сверхзвуковым потоком цилиндрических и струйных препятствий. Получены полуэмпирические и эмпирические зависимости, позволяющие с достаточной степенью точности рассчитывать параметры течения в области взаимодействия газовой струи со сносящим потоком воздуха на плоской поверхности.

Физическая картина взаимодействия сверхзвуковых недорасширенных газовых струй с сверхзвуковым сносящим потоком воздуха на плоской поверхности изучена достаточно подробно [1,2].

В экспериментальных исследованиях, результаты которых приводятся ниже, производилось измерение сил, действующих на модели при выдуве нерасширенной воздушной струи в сносящий поток воздуха в широком диапазоне скоростей основного потока $M_\infty = 1 \div 6$. Наряду с силовыми испытаниями проводилось наблюдение теневой картины течения в вертикальной плоскости симметрии струи и картины течения на поверхности моделей в зоне взаимодействия.

Воздушная струя выдувалась через круглое отверстие, представляющее собой звуковое сопло, нормально к поверхности моделей. Измерение сил, действующих на модели при выдуве струи в сносящий поток воздуха, производилось с помощью трехкомпонентных тензочувствительных весов. Для визуализации течения на поверхность моделей в окрестностях отверстия выдува использовалась смесь сажи с часовым маслом. Теневая картина течения фотографировалась через прибор Теплера. На рис.1 показана общая схема проведения экспериментов.

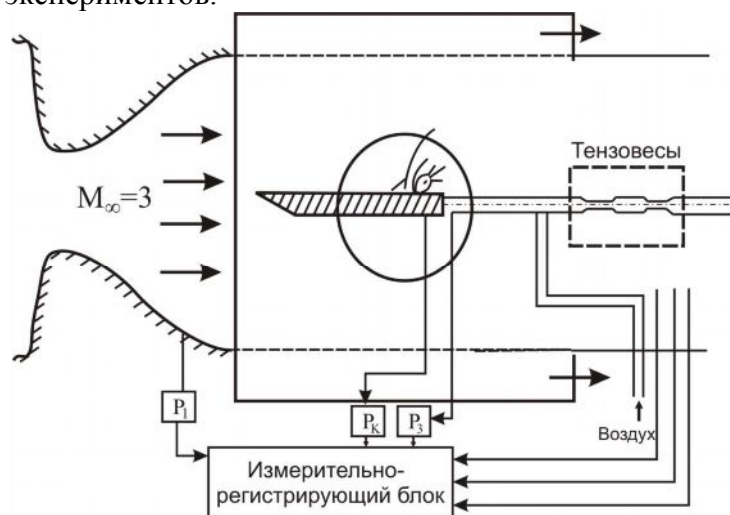


Рис.1

При выдуве в сносящий поток воздуха на поверхности моделей в окрестностях струи образуется зона взаимодействия, в которой происходит перераспределение давления. Такое изменение распределения давлений приводит к изменению результирующей нормальной силы и продольного момента.

Измерения силы лобового сопротивления показали, что в исследованных диапазонах изменения числа Маха сносящего потока воздуха и давлений выдува коэффициент лобовой силы, действующей на модель при струйном взаимодействии, изменяется изначально по сравнению со случаем обдува модели без выдува. Визуализация

картины течения на поверхности моделей в окрестностях выдуваемой струи показала, что в исследованном диапазоне изменения скоростей сносящего потока и давлений выдува характерный размер отрывной зоны l_s , представляющий собой расстояние от наветренной кромки отверстия выдува до точки отрыва S , является функцией скорости набегающего потока воздуха, отношения полного давления в камере модели к статическому давлению в сносящем потоке воздуха и диаметра отверстия.

Известно, что при истечении поперечной струи из тела обтекаемых сверхзвуковым потоком в результате взаимодействия между основным и вторичным потоками возникает нормальная сила, действующая на тело, которая в несколько раз превышает реактивную силу самой струи. Использование этой силы с целью управления привлекательно из-за того, что, по-видимому, возможно создание достаточно легкой системы, обладающей большим быстродействием на любой высоте и не чувствительной к обычно сильному тепловому воздействию. Несмотря на то что в последние годы проведен целый ряд исследований, относящихся к данной проблеме, достаточно надежная аналитическая модель расчета параметров отрывных течений и возникающей при этом нормальной силы еще не создана, что связано с определенными трудностями учета эффектов вязкости, а также наличием многочисленных параметров как основного потока, так и вдуваемой струи. Причем для последней в ряде технических приложений существенным является наличие твердой и конденсированной фаз, которые, взаимодействуя с основным потоком, вызывают значительные изменения размеров и давления в области отрыва.

Основные трудности состоят в выборе параметра моделирования поля течения, а также в исследовании зависимости этого параметра от параметров струи и параметров набегающего потока и учета влияния трехмерных эффектов. Результаты подробных параметрических исследований, приведенных в данной работе, и полученные на их основе обобщенные зависимости основных параметров течения в области отрыва позволяют произвести более точную оценку нормальной силы, вызванной выдувом струи из поверхности тела, чем известные в настоящее время полуэмпирические методы расчета.

В полярной системе координат (r, φ) с началом в центре отверстия выдува и направлением оси в плоскости симметрии течения навстречу набегающему потоку сила взаимодействия может быть записана так

$$\bar{R}_S = 2 \int_{r_j}^{\infty} \int_0^{\pi} (P - P_1) r dr d\varphi, \quad (1)$$

где r_j – радиус выходного сечения отверстия выдува.

На рис.2 представлены тепловизионные снимки взаимодействия сверхзвукового потока с цилиндром (а) и поперечной струей (б):



Рис.2. а)

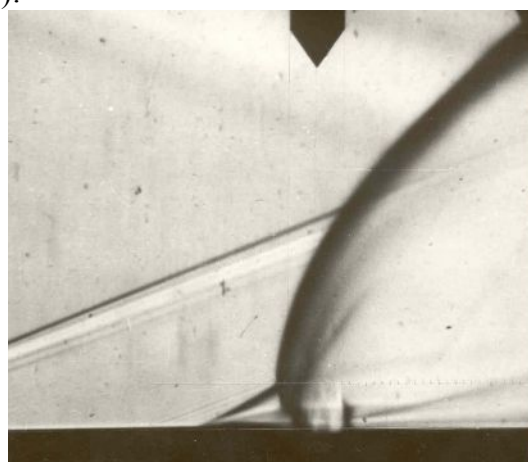


Рис.2. б)

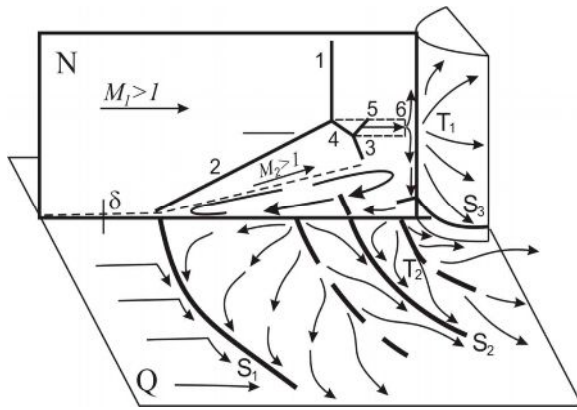


Рис.2. в)

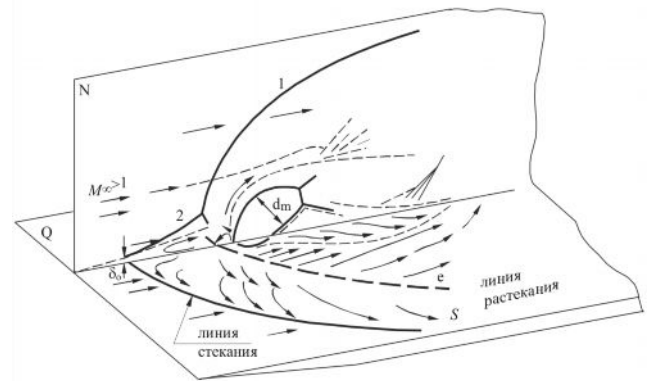


Рис.2. с)

Поскольку для области взаимодействия характерным масштабом является длина зоны отрыва l_s или пропорциональная ей величина l_l – расстояние от начала повышения до края отверстия выдува, то, принимая величину l_l за параметр моделирования для соотношения (1), получим:

$$\bar{R}_S = 2P_1 l_1^2 \int_{\frac{\eta_{1j}}{l_1}}^{\infty} \int_0^{\pi} \left(\frac{P}{P_1} - 1 \right) \frac{r}{l_1} d\left(\frac{r}{l_1} \right) d\varphi, \quad (2)$$

откуда следует, что

$$\frac{R_S}{P_1 l_1^2} = F \left(M_1, M_{1j}, \mathcal{N}_1, \mathcal{N}_{1j}, Re, \frac{\delta_0}{d_{1j}}, \frac{\delta_0}{R}, \alpha, \varepsilon \right), \quad (3)$$

где: M_1, M_{1j} – число Маха потока и струи соответственно, $\mathcal{N}_1, \mathcal{N}_{1j}$ – показатели адиабаты основного потока и струи соответственно, Re_{∞} – число Рейнольдса невозмущенного потока, подсчитанное по его параметру и расстоянию от начала модели до точки отрыва, δ_0/d_{1j} – параметр, учитывающий трехмерность взаимодействия, δ_0/R – параметр, учитывающий поперечную кривизну поверхности, α – угол выдува струи.

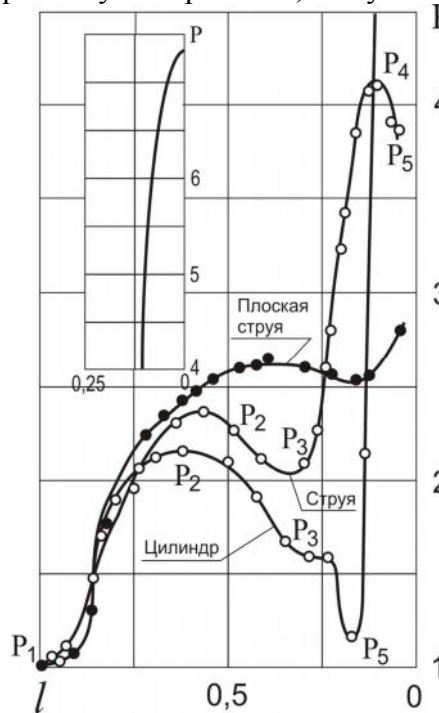


Рис.3

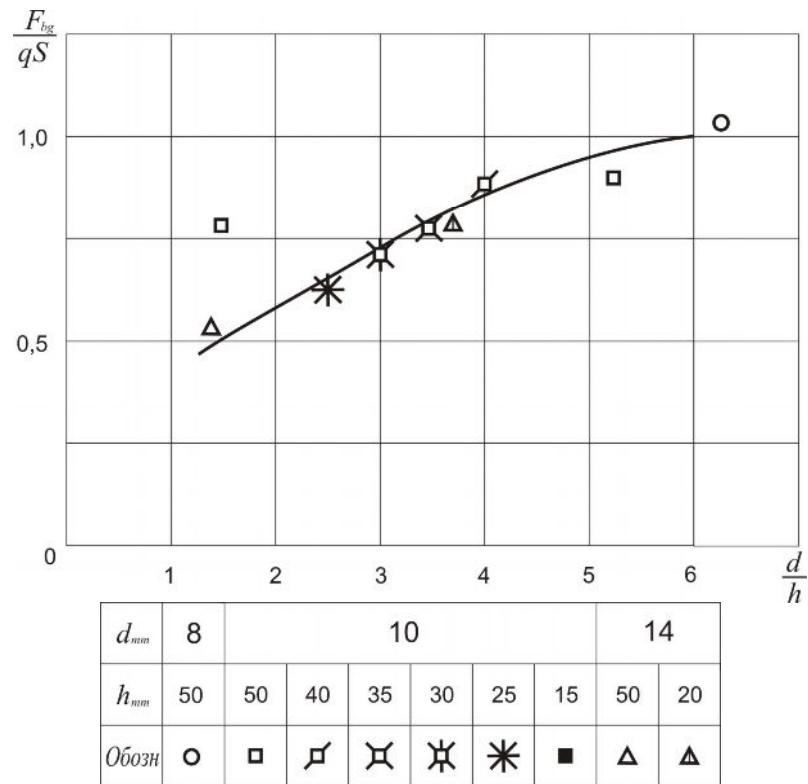


Рис.4

Величина нормальной силы, действующей на поверхность в передней области отрыва, определяется [1]:

$$F = \frac{\pi \left[\left(l_{p1} + \frac{d}{2} \right)^2 - \left(\frac{d}{2} \right)^2 \right]}{2} \bar{P}_2, \text{ где } l_{p1} = 1.35l_s.$$

Длина передней отрывной зоны l_s для струи и для цилиндра [2,3].

Для струи:

$$l_s = d_{1j} \sqrt{n} \left(\frac{\delta}{d_{1j}} \right)^{0.12} \left(\frac{M_\infty}{2.44 M_\infty - 1.56} \right).$$

Для цилиндра:

$$l_s = \left(\frac{1.23}{M_\infty} \right)^2 - \frac{M_\infty - 1.23}{3.02 M_\infty^2 - 12.96 M_\infty + 14.83} + 2.65.$$

$$F_{\text{цилиндра}} = F_{\text{струи}} \text{ при } l_s(\text{цил.}) = l_s(\text{стр.})$$

Приравнявая выражения для длины зоны отрыва, можно получить выражение для нерасчетности в зависимости от числа Маха, при которой нормальная сила $F_{\text{цилиндра}} = F_{\text{струи}}$ будет равна между собой.

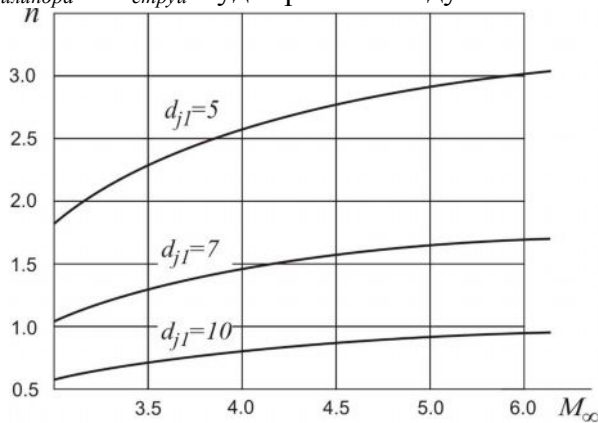


Рис.5. а)

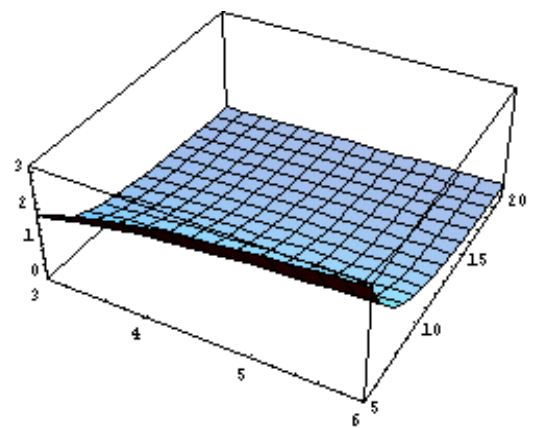
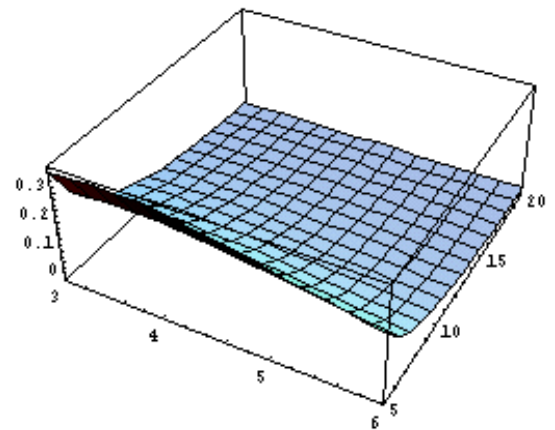
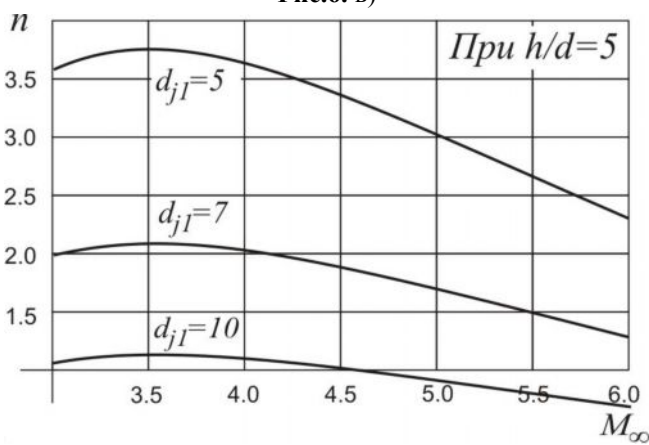
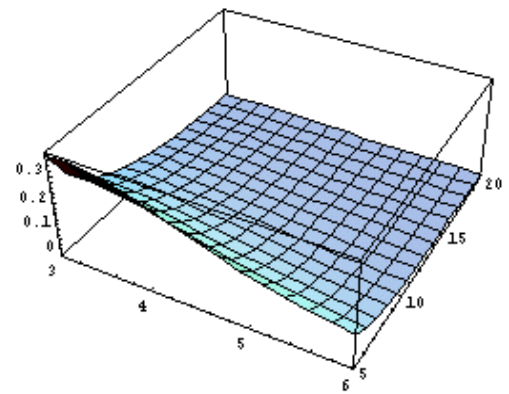
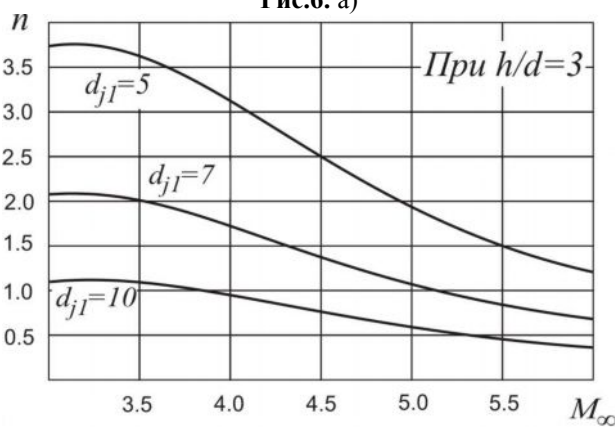
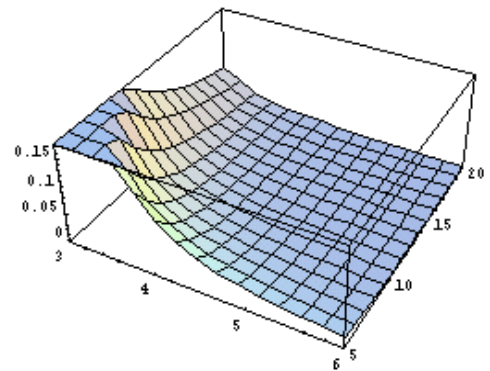
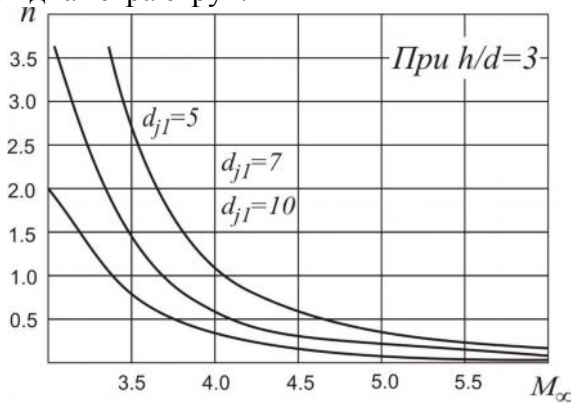


Рис.5. б)

Аналогично для цилиндра зависимость l_s от параметра h/d :

$$l_s = \frac{h/d}{\sqrt{(h/d)^2 + 2.6(M - 2.9)^2 - 0.5}}$$

На рис.6 представлены расчетные зависимости нерасчетности n от числа Маха M_∞ и от диаметра струи:



На рис.7 приводится зависимость нерасчетности n от параметра h/d при одинаковых числах Маха M_∞ и диаметра струи d_{jI} .

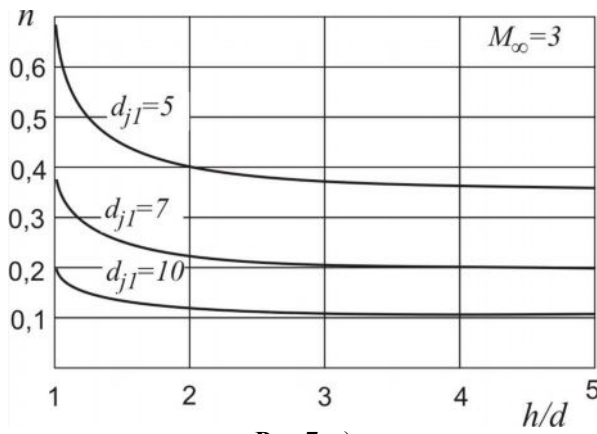


Рис.7. а)

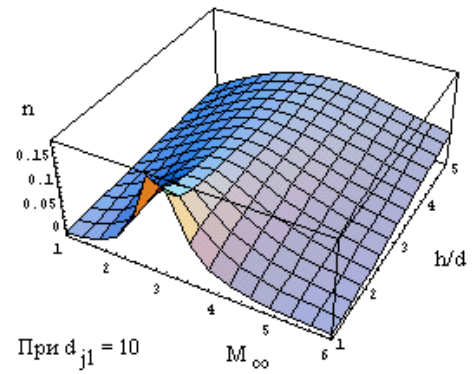


Рис.7. б)

Литература

1. *Зубков А.И., Глаголев А.И., Панов Ю.А.* Взаимодействие струи газа, вытекающей из отверстия в пластине со сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 2. С. 99 – 103.
2. *Зубков А.И., Глаголев А.И., Панов Ю.А.* Истечение газовых струй в сверхзвуковой поток из отверстий в боковой поверхности тела // Вестн. МГУ., Математика, механика. 1968. № 5. С.66 – 72.
3. *Тунубеков А.К., Zubkov A.I., Glagolev A.I.* Certain Integral Characteristics of Separation Zones arising in Supersonic Flows. Fluid Mechanics (Soviet Research). Vol. 15. #6, Nov-Dec. 1986. P. 44–51.
4. *Тыныбеков А.К., Орозалиев Т.С.* Определение границы отрывных зон // Бишкек: Вестник КГУСТА, 2007.