

**ПРИМЕНЕНИЕ ПАКЕТА STAR-CD ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ОБТЕКАНИЯ
ВОЗДУХОПРОНИЦАЕМОГО ПАРАШЮТА**

При проектировании парашютной системы возвращаемой космической капсулы в рамках международного проекта YES2 возникла необходимость расчёта коэффициента силы сопротивления парашюта с учетом воздухопроницаемости ткани.

Так как купол парашюта является эластичной оболочкой, то для создания математической модели необходимо знать его точные геометрические параметры. Для этого была произведена обработка цифровых фотографий парашюта в аэродинамической трубе. Результаты были перенесены в программный пакет STAR-CD [1] в виде кривой, описывающей половину сечения купола парашюта в плоскости симметрии. Вокруг этой кривой была создана плоская сетка. Вся сетка выполнена с H-топологией и измельчена в районе кромки и полусного отверстия парашюта. Внешние границы расчётной области были удалены от модели назад по потоку на 20 диаметров парашюта, а в сторону и вперёд по потоку на 6 диаметров. Принимая допущение, что парашют является телом вращения, плоская сетка была развёрнута в сектор цилиндра, с углом раствора 5 градусов и толщиной в одну ячейку. Суммарное количество ячеек составило 13595. На рис. 1 изображена сетка модели вокруг купола.

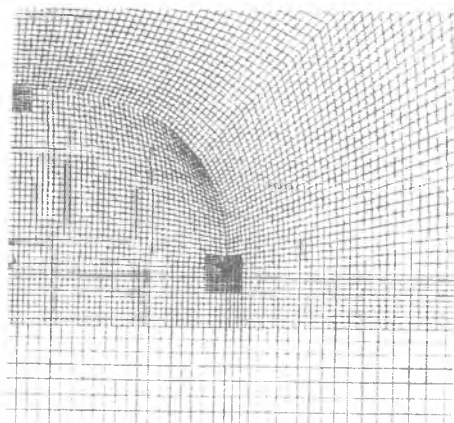


Рис. 1 Сетка модели вокруг купола

Граничные условия распределены на границах расчётной области следующим образом. На нижней границе устанавливается условие входа, на котором задаются ком-

поненты скоростей, в рассматриваемом случае вверх 10 м/с. На верхней границе установлены мягкие граничные условия, при которых равны нулю все градиенты скоростей по нормали к ней. На правой границе, установлено условие стенки, при котором компоненты скорости по нормали к ней равны нулю. На парных границах сектора установлено условие циклической симметрии, при котором поля скоростей в парных ячейках равны.

Для описания турбулентности использовалась k - ϵ модель, где k – удельная турбулентная кинетическая энергия, ϵ – скорость диссипации удельной турбулентной кинетической энергии. Их значения на входе равны 0,1 и 0,01, соответственно.

Схемами дискретизации для скорости была принята MARS, а для турбулентности – UD.

На ячейках, отображавших купол парашюта, было наложено граничное условие проницаемой перегородки. Для определения параметров проницаемости использовались коэффициенты α и β и коэффициент «живого сечения» χ , которые определялись экспериментально, т. к. в справочной литературе отсутствуют подобные характеристики.

Для исследования воздухопроницаемости материалов использовался стенд, изображённый на рис. 2. Стенд изготовлен согласно ГОСТ Р ИСО 9237-99. 1 – магистраль сжатого воздуха, 2 – участок трубы длиной 1,1 м с внутренним диаметром 47 мм, в котором выравнивается поле скоростей потока. Образец парашютной ткани закрепляется в узле 4 между уплотнительными манжетами. Статическое давление воздуха снимается непосредственно перед образцом ткани из штуцера 3. Для замера давления использовался водяной U-образный манометр. Далее расположен участок трубы 5 длиной 0,57 м, необходимый для выравнивания поля скоростей перед электронным расходомером 6. При проектировании стенда использовалось математическое моделирование движения воздуха в пакете STAR-CD. Была определена длина тракта до образца ткани, обеспечивающая равномерность поля скоростей перед ним.

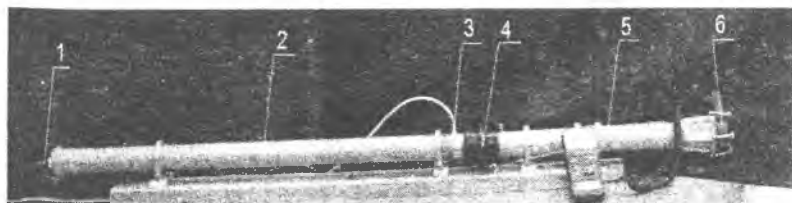


Рис. 2. Экспериментальный стенд для определения воздухопроницаемости

На рис. 3 показаны результаты исследования трех образцов парашютной ткани.

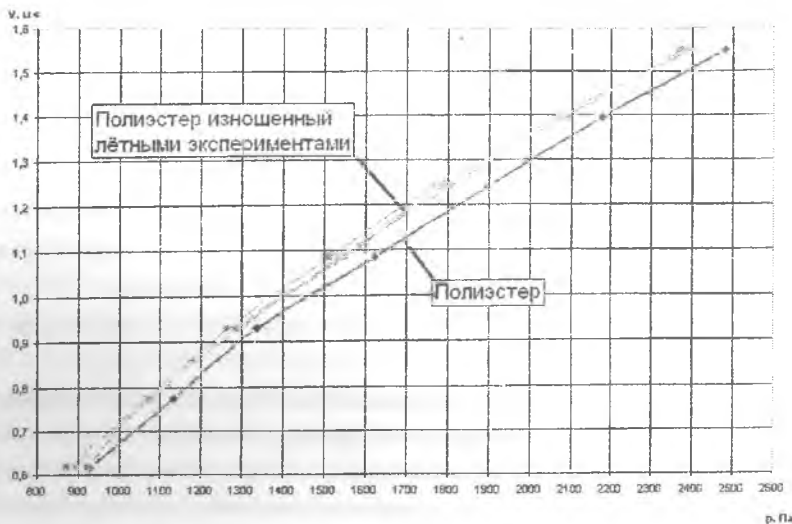


Рис. 3. График экспериментальной зависимости V_n от перепада давления Δp

Коэффициенты α и β в пакете Star CD учитываются в уравнении:

$$\Delta p = \rho(\alpha |V_n| + \beta)V_n \quad (1)$$

где Δp – перепад давления на проницаемой перегородке, ρ – плотность воздуха, V_n – скорость воздуха по нормали к ткани, α , β – коэффициенты определяющие воздухопроницаемость ткани.

Из графика на рис. 3 видно, что $\alpha \ll \beta$. Тогда уравнение (1) примет вид

$$\Delta p = \rho\beta V_n \quad (2)$$

Отсюда определяем коэффициент β

$$\beta = \frac{\Delta p}{\rho V_n} \quad (3)$$

Коэффициент живого сечения χ рассчитывается по формуле

$$\chi = \frac{A'}{A} \quad (4)$$

где A' – площадь просветов между нитями ткани, A – площадь испытываемого образца ткани.

Для получения параметров живого сечения ткань была сфотографирована через микроскоп МИР-2. Затем с помощью программы Компас изображение ткани было раз-

бито на повторяющиеся участки (раппорты). Так как параметр χ относительный, то линейные размеры участков не имеют значения. Полученные данные подставлялись в (4), откуда было получено $\chi = 0,48$. Результаты численного моделирования представлены на рис 4.

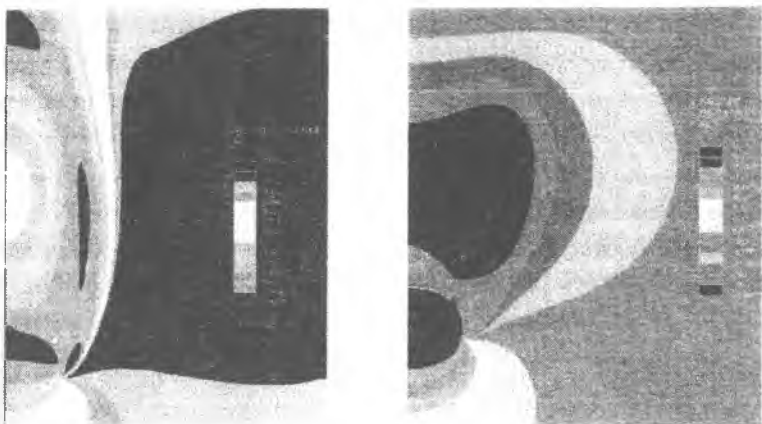


Рис. 4 Результаты расчетов поля скоростей (слева) и поля давлений (справа)

Как в случае стационарной, так и в случае нестационарной постановки задачи коэффициент силы сопротивления оказался равен одному и тому же значению $C_x = 0,78$.

Полученные результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными из [2], [3]. Следует отметить физически достоверную картину распределения давления под и над куполом парашюта, имеющего полюсное отверстие. На рис. 4 хорошо виден срыв потока с кромки купола парашюта и торональный вихрь над верхней поверхностью купола.

Библиографический список

1. Ляскин, А.С. Решение задач вычислительной гидроаэродинамики с помощью пакета STAR-CD [Текст]/ А.С Ляскин. – Самара: Издательство СГАУ, 2009.
2. Антоненко, А.И. Динамика движения парашютных систем [Текст]/ А.И. Антоненко и др. – М.: Машиностроение, 1962.
3. Recovery Systems Design Guide: technical report. AFFDL-TR-78-151/ Irvin Industries Inc., исполн. E.G. Ewing, H.W. Bixby, T.W. Knacke.-Gardena, 1978.