

УДК 536.246

**И.И. ПЕТУХОВ, М.Л. УГРЮМОВ, Ю.А. СКОБ, А.Ю. ЛИСИЦА, В.Н. СЫРЫЙ***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ СРЕДЫ  
В СКОРОМОРОЗИЛЬНОМ ТУННЕЛЕ**

Разработана упрощенная математическая модель процесса смешения испаряющегося криоагента с воздухом при его распыле в замкнутое пространство с принудительной вентиляцией. Представлены результаты расчета поля температуры охлаждающей среды в разных сечениях скороморозильного туннеля.

**численное исследование, скороморозильный туннель, жидкий азот, параметры потока, нестационарное трехмерное течение**

**Введение**

Скороморозильное оборудование, использующее криогенный метод, основано на проточной схеме организации процесса, которая предусматривает одноразовое использование рабочего тела. Им может быть любой не реагирующий с продуктом сжиженный газ (кислород, углекислота, азот и др.). Наиболее перспективным и широко используемым хладагентом является азот, кипящий при атмосферном давлении при температуре минус 196 °С.

Перспективность азотных систем охлаждения определяется возможностью обеспечения широкого диапазона температур и скоростей охлаждения, надежностью в эксплуатации, точностью регулирования температурного режима, автономностью, отсутствием загрязнения окружающей среды. Азотные системы, в том числе и скороморозильные туннели, нашли широкое применение во многих областях. В авиационно-космической технике они используются для соединения деталей и узлов в охлажденном состоянии (посадка на “холодно”) с целью обеспечения надежной работы при реальных температурах эксплуатации. Можно проводить испытания как отдельных деталей, так и агрегатов для выявления дефектов в работе при низких температурах. Широкое применение они нашли и в пищевой промышленности, могут применяться в военных технологиях.

Оптимизация режимных параметров процесса для конкретного вида и формы исследуемого образца может быть выполнена варьированием геометрией проточной части туннеля, положением перегородок и вентиляторов для создания направленного движения охлаждающей среды, а также способом распыла жидкого криоагента. Из-за дороговизны скороморозильного оборудования и хладагента натурное исследование следует дополнить численным моделированием замораживания объекта и параметров охлаждающей среды.

**Целью данной работы** является разработка упрощенной математической модели процесса смешения испаряющегося криоагента с воздухом при его распыле в замкнутое пространство с принудительной (или естественной) вентиляцией.

**Математическая модель**

Адекватное описание физического процесса смешения нереагирующих газов и дальнейшего поведения смеси возможно только в нестационарной постановке. В настоящее время численное моделирование таких процессов осуществляют путем решения осредненных по Рейнольдсу-Фавру уравнений Навье-Стокса, дополненных моделью турбулентности [1 – 3]. Большинство моделей описывают сложные типы течений (с интенсивными отрывами потока или большими градиентами давления и тем-

пературы) с разной степенью адекватности. Поэтому актуально построение новых моделей и их экспериментальная проверка.

В результате структурного анализа рассматриваемого процесса, декомпозиции полной математической модели принято в качестве предположения допущение о том, что основное влияние на процесс оказывает конвективный массообмен, и для его описания достаточно использования усеченных уравнений Навье-Стокса, полученных путем отбрасывания вязких членов.

Расчетной областью  $\Omega$  является параллелепипед с прямолинейными образующими, расположенный в декартовой системе координат с основанием в плоскости  $XOZ$ , а ось  $Y$  которой ориентирована в направлении, противоположном действию сил тяжести Земли. Расчетная область разбивается на пространственные ячейки, причем размеры граней подбираются в соответствии с характерным размером расчетной области.

Система уравнений, описывающая нестационарное трехмерное течение двухкомпонентной смеси газов в декартовой системе координат  $(x, y, z)$  имеет вид [4, 5]:

$$\frac{\partial \vec{a}}{\partial \tau} + \frac{\partial \vec{b}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{c}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{d}}{\partial z} = \rho \vec{f}, \quad (1)$$

где  $\vec{a}, \vec{b}, \vec{c}, \vec{d}, \vec{f}$  – вектор – столбцы вида:

$$\vec{a} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E]^T;$$

$$\vec{b} = [\rho u, P + \rho u^2, \rho uv, \rho uw, (E + P)u]^T;$$

$$\vec{c} = [\rho v, \rho uv, P + \rho v^2, \rho vw, (E + P)v]^T;$$

$$\vec{d} = [\rho w, \rho uw, \rho vw, P + \rho w^2, (E + P)w]^T;$$

$$\vec{f} = [0, 0, -g, 0, -gv]^T;$$

$\tau$  – время;  $u, v, w$  – составляющие вектора скорости;  $P, \rho$  – давление и плотность;  $E$  – полная энергия единицы объема смеси газов,

$$E = \rho \left( e + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right);$$

$e$  – внутренняя энергия единицы массы газа компоненты вектора;  $\vec{f}$  – суть проекции распределенных объемных источников;  $g$  – ускорение свободного падения.

Закон переноса компоненты смеси с учетом скорости диффузии имеет вид [6]:

$$\frac{\partial(\rho Q)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u Q)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v Q)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w Q)}{\partial z} = \rho Q_t, \quad (2)$$

где  $Q$  – относительная массовая плотность примеси (отношение плотности газообразного вещества примеси к плотности смеси);  $\rho Q_t$  – интенсивность изменения плотности примеси вследствие диффузии (в соответствии с законом Фика,

$$\rho Q_t = \text{div}(\rho \vartheta_D \text{grad} Q);$$

$\vartheta_D$  – коэффициент диффузии определялся по методике, предложенной М.Е. Берляндом.

Система уравнений (1, 2) является незамкнутой. Дополним ее уравнениями, определяющими теплофизические свойства компонент смеси [5]. Для идеального политропного газа величина  $e$  связана с  $P$  и  $\rho$  смеси зависимостью:  $e = \frac{P}{(k-1)\rho}$ .

Векторное уравнение (1) является следствием законов сохранения массы, импульса и энергии, которые могут быть представлены в интегральной форме для каждой расчетной ячейки:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \vec{a} dV + \oint_{\sigma} \hat{A} d\vec{\sigma} = \iiint_V \rho \vec{f} dV, \quad (3)$$

где  $V$  – объем элементарной расчетной ячейки;  $\sigma$  – граничная поверхность ячейки с внешней нормалью  $\vec{n}$  ( $\vec{\sigma} = \sigma \vec{n}$ );  $\hat{A}$  – тензор плотности потока консервативных переменных  $\vec{a}$ , столбцами которого являются векторы  $\vec{b}, \vec{c}$  и  $\vec{d}$ , соответственно.

Закон переноса компоненты смеси (2) может быть также представлен в интегральной форме для каждой расчетной ячейки

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho Q dV + \iint_{\sigma} \rho Q \vec{q} d\vec{\sigma} = \iiint_V \rho Q_t dV. \quad (4)$$

Уравнения (3, 4) допускают возникновение и существование поверхностей разрыва двух видов: ударных волн и тангенциальных разрывов. Функции, удовлетворяющие уравнениям (3, 4), можно рассматривать в качестве обобщенных решений уравнений газовой динамики. Использование интегральных законов сохранения в качестве исходных для построения разностных уравнений обеспечивает построение разрывных решений без выделения разрывов.

При постановке граничных условий полагается, что расходная составляющая скорости не превосходит скорость звука. Граничные условия на входе будем задавать на поверхностях граней, примыкающих к границам расчетной области, через которые в расчетную область поступает атмосферный воздух. Набегающий поток на входе определяется величинами: полной энтальпии

$$I_{00} = \frac{k}{k-1} \frac{P}{\rho} + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2); \quad (5)$$

функции энтропии

$$S_0 = \frac{P}{\rho^k}; \quad (6)$$

направлением вектора скорости потока – углами  $\alpha_x, \alpha_z$ ;

относительной массовой плотностью примеси  $Q$  ( $Q \leq 1$ ), если поступает газообразное вещество примеси, например, газообразный азот.

Параметры потока на входе определяются из равенств (5, 6) при заданных  $\alpha_x, \alpha_z$  с привлечением соотношения для “левого” инварианта Римана [5, 7]. На непроницаемых участках, ограничивающих расчетную область поверхностей, выполняются условия непротекания:  $q_n = 0$ .

Граничные условия на выходе будем задавать на поверхностях граней, примыкающих к границам расчетной области, через которые предполагается вытекание смеси. В выходных областях, кроме ат-

мосферного давления  $P_a$ , задаваемого либо взятого из эксперимента, использовались соотношения для “правого” инварианта Римана [5, 7]. В качестве начального приближения в ячейках расчетной области задавались параметры потока внутри занимаемого объема, соответствующие условиям на входе в расчетную область.

Система уравнений (1 – 6) решалась численно модифицированным методом С.К. Годунова. На базе [8] разработан программный продукт, реализующий описанную методику. Он представляет собой интегрированную интерактивную среду пользователя, объединяющую в себе все исполнимые модули САЕ (Computer-Aided Engineering), и реализует следующие функции: генерацию исходных данных, редактирование файлов данных, просмотр файлов данных, запуск выполняемых модулей, визуализацию файлов данных.

### Результаты численного исследования и их обсуждение

В качестве иллюстрации применения разработанной модели и реализующей ее программы рассмотрены результаты расчета параметров охлаждающей среды в скороморозильном туннеле, изображенном на рис. 1.

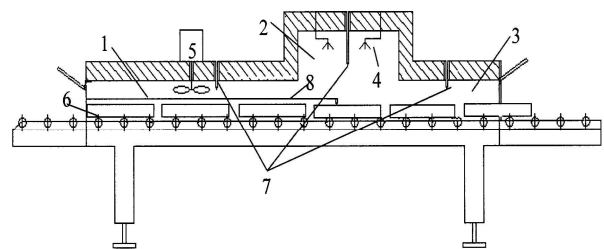


Рис. 1. Скороморозильный туннельный аппарат: 1 – секция предварительного охлаждения; 2 – секция замораживания; 3 – секция выравнивания температуры; 4 – блок форсунок для подачи ЖА; 5 – вентилятор; 6 – лотки с замораживаемым продуктом; 7 – неподвижные термопары; 8 – подвижные термопары в лотке с продуктом

Он состоит из трех последовательно расположенных секций: предварительного охлаждения, замораживания и выравнивания температуры и имеет

следующие внутренние размеры: длина – 2,31 м, ширина – 0,66 м, высота в секции замораживания – 0,4 м, в остальных секциях – 0,16 м.

Подача жидкого азота осуществляется в верхней части секции замораживания через блок, включающий два ряда из четырех форсунок.

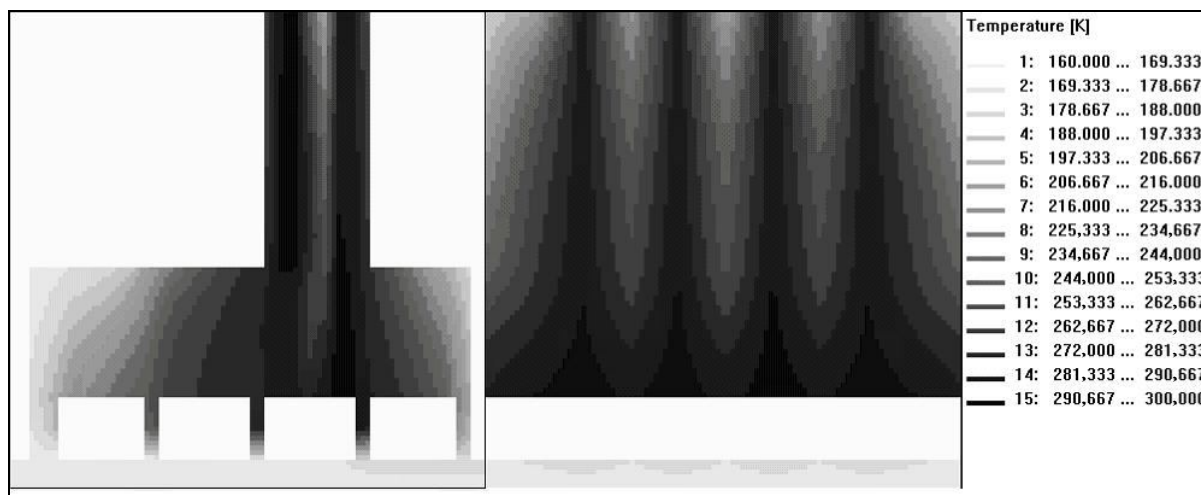


Рис. 2. Поле температуры в секции замораживания в продольном и поперечном сечениях скороморозильного туннеля

### Литература

1. Венгер К.П., Пчелинцев С.А. Быстрое замораживание пищевых продуктов с использованием азотного туннельного скороморозильного аппарата // Online-журнал "Холодконсультант". 2001-2002 [Электр. ресурс]. – Режим доступа: [http://www.holod\\_konsultant.ru](http://www.holod_konsultant.ru).

2. Шенг Дж. С. Обзор численных методов решения уравнений Навье-Стокса для течений сжимаемого газа // Аэрокосмическая техника. – 1986. – №2. – С. 65-92.

3. Ершов С.В. Математическое моделирование трехмерных вязких течений в турбомашинах – современный взгляд // Проблемы машиностроения. – 1998. – Т.1, № 2. – С. 76-93.

4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1970. – 904 с.

5. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика: Учебное пособие. В 10 т. – Т.6. Гидродинамика. – М.: Наука, 1986. – 736 с.

6. Митасов Ю.Д., Редько А.Ф., Скоб Ю.А., Угрюмов М.Л. Численное моделирование процесса

В опыте криоагент подавался с расходом 0,01 кг/с.

Результаты расчетов поля температуры смеси в продольном по плоскости симметрии и поперечном в секции замораживания сечениях туннеля представлены на рис. 2. Результаты хорошо согласуются с данными натурных экспериментов.

распространения продуктов горения при пожаре в зданиях с атриумами // Науковий вісник будівництва: 3б. наук. пр. – Х.: ХДТУБА, ХОТВ АБУ. – 2001. – Вип. 14. – С. 258-262.

7. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука, 1976. – 400 с.

8. Угрюмов М.Л., Чернишов Ю.К., Скоб Ю.А., Прокоф'єв С.А. Комп'ютерна інтерактивна система аеродинамічного аналізу і удосконалення вінців турбомашин «Експерт»: Свідोцтво про державну реєстрацію виключної правомочності особи на твір ВП № 666, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (Україна). – Дата реєстрації 27.10.2000; Дата видачі 27.11.2000.

Поступила в редакцию 22.12.2006

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.