

РАСПРОСТРАНЕНИЕ ПЛАМЕНИ В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Г.С. Глушко, И.А. Крюков

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
119526, Москва, проспект Вернадского 101-1*

Аннотация

В работе рассматриваются вопросы, связанные с обеспечением пожаробезопасности в условиях орбитальной станции. На основе численного моделирования турбулентных вентиляционных течений определены характерные времена затухания течения в отсеке модуля МКС. Получено совпадение с результатами измерений на натурном модуле. Выявлены зоны повышенной пожароопасности и зависимость их расположения от времени.

FLAME PROPAGATION UNDER SPACE STATION CONDITIONS

The article is devoted to some aspects of fire safety under orbital station conditions. Typical time of flow decay in ISS module is obtained using numerical simulation of turbulent fan flows. Obtained results are in good agreement with experiments on full-sized model. Zones of high fire hazard and dependence their locations on time are detected.

1. ВВЕДЕНИЕ

В последнее время в связи с интенсивным строительством международной космической станции (МКС) все более актуальной становится научно-техническая задача по предотвращению возможности возникновения и обеспечения тушения пожара в отсеках космических станций (КС) в период их орбитального полета.

Использование обогащенной кислородом атмосферы, повышение мощности и напряжения бортовой энергетики, проведение работ на высокотемпературных экспериментальных установках существенно повышают пожарную опасность на КС.

В связи с этим возникает ряд научно-прикладных проблем изучения процессов возгорания отдельных предметов, развития горения воспламенившихся предметов, распространения очага пожара и выработки приемов тушения возникшего пожара для условий внутри отсеков КС.

Отличительными особенностями физических условий в отсеках КС являются микрогравитация и принудительное движение газовой смеси с помощью вентиляционно-регенеративной установки (ВРУ). Число Рейнольдса, вычисленное по средней по объему скорости и диаметру отсека, имеет порядок 10^4 . Отсюда возникает задача математического моделирования турбулентных вентиляционных потоков, времен их формирования и затухания для условий в отсеках КС.

2. МОДЕЛЬ ГОРЕНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОТОКЕ ПРИ ВОЗГОРАНИИ В ГО МКС

При моделировании горения в условиях грузового отсека (ГО) МКС определяющими являются следующие факторы: давление в газовой среде в нормальных условиях ГО МКС практически равно атмосферному на поверхности Земли; скорости движения газовой среды, обеспечиваемого ВРУ, очень малы (число Маха $M \approx 10^{-6}$); горючее может поступать в поток в основном за счет испарения или пиролиза конструкционных материалов (КМ), из которых изготовлено оборудование, находящееся на станции; горение происходит в условиях микрогравитации.

Исходя из этих особенностей горения в условиях ГО МКС, рассмотрим возможные упрощающие предположения для данного класса течений.

Сгорание твердых и жидких веществ имеет две стадии: разложение и испарение с поверхности под влиянием подвода тепла от зоны пламени и сгорание газообразных продуктов разложения и испарения в зоне пламени с выделением тепла. Скорость разложения и испарения горящего вещества зависит от интенсивности подвода тепла. Интенсивность теплового потока к горящему участку поверхности определяется балансом составляющих теплового потока: тепловой поток, вызванный теплопроводностью газового слоя между поверхностью и фронтом пламени и направленный к поверхности; тепловой поток, вызванный излучением от фронта пламени к поверхности; тепловой поток, вызванный теплопроводностью вещества и направленный во все стороны от горящего участка; тепловой поток, вызванный излучением поверхности горящего тела и направленный в окружающее пространство. Чем выше результирующий тепловой поток, направленный к поверхности, тем интенсивней будет подача горючих компонент в зону реакции горения.

С другой стороны интенсивность составляющих теплового потока к горящему участку определяется интенсивностью тепловыделения в зоне пламени. Последняя зависит от теплотворной способности горючих компонент и скоростей химических реакций сгорания.

Даже при горении чистого водорода в кислороде число реакций и компонент газовой смеси велико, т.к. в ходе реакции в смеси появляются новые компоненты: атомарные кислород и водород, радикалы. При горении реальных топлив и горючих материалов в воздухе и ему подобных смесях число компонент газов, участвующих в реакциях и число самих реакций измеряются обычно несколькими десятками.

При смешении двух газовых смесей, одна из которых в своем составе имеет горючие компоненты, а другая – компоненты окислителя, реакции сгорания протекают в диффузионном слое смешения. Внутри

этого слоя имеет место встречная диффузия горючих компонент и компонент окислителя. Если температура и плотность смеси в этом слое достаточно велики, то велики и скорости химических реакций. При высоких температурах скорости химических реакций будут велики даже при малых значениях концентраций компонент смеси. В этом случае скорость сгорания горючих компонент будет определяться процессом диффузии. В месте наибольшей скорости сгорания концентрации горючих компонент и компонент окислителя будут близки к нулю, а толщина диффузионного слоя будет очень малой. В таких случаях говорят о фронте пламени и диффузионном режиме горения. Выделившееся в результате горения тепло нагревает смесь газов в фронте пламени до высокой температуры, откуда оно теплопроводностью и излучением распространяется в окружающие слои потока.

При сгорании твердых и жидких веществ фронт пламени обычно располагается достаточно близко к их поверхности. При этом обеспечивается достаточно высокая интенсивность разложения и испарения материала вследствие большого притока тепла из фронта реакций. При этом скорость химических реакций горения в точках фронта пламени столь высока, что концентрации как "топлива", так и окислителя (кислорода) в этих точках практически равна нулю.

Будем предполагать, что смесь газов при горении состоит из четырех компонент: нейтральной, не участвующей в процессе горения, компоненты c_n , кислорода c_o , "топлива" (горючей составляющей продуктов испарения или пиролиза КМ) c_f и продукта сгорания c_r . Из соотношений стехиометрии будем предполагать, что для сгорания единицы массы "топлива" необходимо n единиц массы кислорода, и при этом выделяется $m = n + 1$ единиц массы продуктов сгорания. Также предполагается, что при сгорании единицы массы "топлива" выделяется q единиц тепловой энергии.

При таких предположениях уравнение энергии, записанное для температуры, и уравнения для концентраций будут иметь вид:

$$\rho c_V \frac{dT}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_k} \right) + P \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \rho \dot{q},$$

$$\rho \frac{dc_i}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\rho D \frac{\partial c_i}{\partial x_k} \right) + n_i \rho \dot{\omega}, \quad i = \{O, f, r, n\}, \quad (1)$$

где $n_i = \{-n, -1, m, 0\}$; $\dot{\omega}$ – скорость химической реакции горения "топлива"; q – теплотворная способность "топлива"; D – суммарный коэффициент диффузии компонент газовой смеси. Оператор d/dt означает континуальную производную по времени t от соответствующего параметра потока. Среднее давление $P = P(t)$ зависит только от времени и не зависит от координат. Оно обусловлено подъемом средней температуры в отсеке в результате сгорания "топлива" и увеличением массы газа за счет термохимического разрушения КМ. Полное давление определяется соотношением

$$p = P(t) + p(x, y, t), \quad (2)$$

где $p(x, y, t)$ – добавочное давление, обусловленное изменениями скоростей течения в потоке газа. Из-за малости скоростей течения $p(x, y, t) \ll P(t)$. В силу этого уравнение состояния примет вид

$$P(t) = R \rho T. \quad (3)$$

Граничные условия на горящем участке поверхности, на котором под воздействием теплового потока к стенке происходит химическое разложение КМ в смесь горючих газов, имеет вид

$$\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_w - j_w c_V T_b - j_w q_b c_{f_w} - q_r + q_p = 0,$$

$$\rho D \left(\frac{\partial c_f}{\partial t} \right)_w - j_w c_{f_w} + \dot{\omega}_f = 0,$$

$$\rho D \left(\frac{\partial c_i}{\partial t} \right)_w - j_w c_{i_w} = 0, \quad i = \{O, r, n\}, \quad (4)$$

где $j_w = \rho v_w$ – массовый расход вдуваемой через стенку смеси газообразных продуктов разложения; T_b – температура возгонки (пиролиза) твердого вещества стенки; q_b – теплота, необходимая для возгонки (пиролиза) единицы массы твердого вещества КМ; q_r – тепловой поток излучения от горящего участка стенки при температуре T_b ; q_p – тепловой поток к стенке, необходимый для ее "зажигания"; $\dot{\omega}_f$ – скорость порождения "топлива" в результате возгонки (пиролиза). Если сложить все граничные условия для концентраций и принять во внимание, что сумма всех концентраций смеси газов равна единице, то получим $\dot{\omega}_f = j_w$.

Поскольку температура стенки T_w фактически задана значением температуры возгонки (пиролиза), то первое уравнение (4) является уравнением для нахождения потока вдува газа j_w . При этом если сумма $\lambda (\partial T / \partial y)_w - q_r + q_p < 0$, то $j_w = 0$. Таким образом, выражение для массового расхода вдуваемой через стенку смеси газообразных продуктов разложения имеет вид

$$j_w = \max \left[0, \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w - q_r + q_p \right] / (c_V T_b + q_b c_{f_w}). \quad (5)$$

Из этой формулы видно, что в случае, если температура стенки равна температуре возгонки (пиролиза) и $T_b = T_e$, то при $q_p = 0$ величина массового расхода вдуваемой через стенку смеси газообразных продуктов разложения $j_w = 0$. Поэтому, для того чтобы процесс горения начался, необходимо чтобы в течение некоторого времени величина дополнительного теплового потока к стенке q_p была больше нуля. Причем величина q_p должна быть такой, что j_w из выражения (5) не равнялась бы нулю.

После того, как сформируется фронт пламени, и величина теплового потока $\lambda (\partial T / \partial y)_w$ станет положительной и больше радиационного излучения от стенки q_r , величину q_p можно положить равной нулю. После этого момента горение при прочих равных условиях будет поддерживаться автоматически и выйдет на стационарный режим.

Аналогично происходит возгорание КМ в естественных условиях: роль дополнительного теплового потока выполняет либо тепло, выделяющееся в результате короткого замыкания в электропроводке, либо горение какого-либо предмета, находящегося в непосредственной близости от зажигаемого тела.

Отсюда можно предложить следующий алгоритм вычисления значений q_p :

$$q_p = \begin{cases} q_p, & \lambda(\partial T/\partial y)_w - q_r < 0, \\ 0, & \lambda(\partial T/\partial y)_w - q_r > 0. \end{cases} \quad (6)$$

На не горящих поверхностях или на границе пограничного слоя около горящей поверхности граничные условия для параметров системы (1) имеют вид

$$\begin{aligned} T &= T_e, \\ c_f &= 0, \quad c_O = c_{Oe}, \quad c_r = 0, \quad c_n = c_{ne}. \end{aligned} \quad (7)$$

3. СХЕМА ОТСЕКА МОДУЛЯ МКС

Упрощенный вариант схематического чертежа разработанного в РФ отсека МКС изображен на рис. 1.

Отсек представляет собой цилиндрический корпус круглого сечения 1, закрытый с одной (на рис. 1 слева) стороны усеченной полусферой, а с другой стороны замкнутый двумя обечайками в виде двух усеченных конусов, разделенных узкой цилиндрической вставкой. Диаметр цилиндрической части соответствует основаниям усеченных конусов большого диаметра. Справа второй усеченный конус закрыт плоской круглой крышкой. Меньший диаметр левого усеченного конуса равен диаметру цилиндрического корпуса 1.

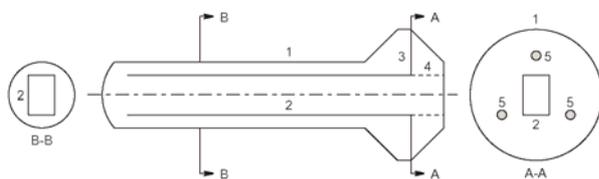


Рис. 1. Схема отсека модуля МКС

Внутри цилиндрического корпуса 1 находится цилиндрический канал прямоугольного поперечного сечения 2, открытый с обеих сторон. Внутри этого канала работают космонавты.

С правой стороны сечение между цилиндрическим корпусом 1 и каналом 2 закрыто перегородкой 3, в которой вмонтированы три вентилятора 5. Вентиляционные потоки, создаваемые работой вентиляторов, направлены слева направо. В расширенной части отсека МКС вентиляционные потоки разворачиваются на 180°, проходя через три спрямляющих решетки 4.

Таким образом, внутри канала 2 вентиляционный поток направлен справа налево, а в пространстве между корпусом 1 и каналом 2 - слева направо.

В пространстве между корпусом 1 и каналом 2 размещается различное оборудование КС: пучки электрических кабелей, трубопроводы, теплообменники для охлаждения воздушного потока, установки для регенерации состава воздуха, оборудование для исследовательских работ. Единицы установленного оборудования имеют различную форму, различные размеры

и могут монтироваться как на внешние стенки канала 2, так и на внутреннюю поверхность корпуса 1.

Таким образом, течение воздушных масс внутри отсек МКС имеет весьма сложную трехмерную форму. Для упрощения задачи моделирования вентиляционных потоков следует, прежде всего, упростить схему конструкции отсека КС, с тем, чтобы течение в упрощенной конструкции стало двумерным. С этой целью предлагается схема модели отсека КС, изображенная на рис. 2.

В этой модели предполагается, что внутренний канал 2 имеет круглое сечение, три вентилятора заменяются на один в виде круглой щели в перегородке 3, соосной с общей осью симметрии. Установленное в пространстве между корпусом 1 и внутренним каналом 2 оборудование предполагается моделировать кольцевыми выступами, также соосными с общей осью симметрии.

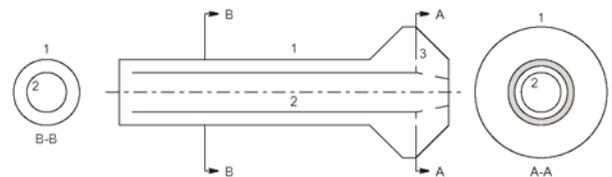


Рис. 2. Схема модели отсека модуля МКС

Одним из вопросов моделирования вентиляционных потоков в замкнутых объемах является математическая модель вентилятора. Один из возможных вариантов моделирования вентилятора - это моделирование при помощи специальных граничных условий. В этом способе вентилятор моделируется при помощи специальной перегородки толщиной в один шаг разностной сетки. С одной стороны (в выходном сечении вентилятора) в качестве граничных условий задаются компоненты скорости на выходе из вентилятора. Во входном сечении вентилятора для течений несжимаемой жидкости можно задать те же значения компонент скорости, что и для "выходного сечения". В этом случае никаких проблем с равенством расходов жидкости через входное и выходное сечения не возникнет.

В случае если в системе меняется плотность жидкости (например, вследствие изменения ее температуры), то во входном сечении нужно ставить так называемые неотражающие граничные условия с тем, чтобы соблюсти равенство расходов.

Можно предложить несколько иную модель вентилятора, основанную на его силовом воздействии, на жидкость. А именно внутри некоторой подобласти течения (там, где он установлен) задать ненулевое значение массовой силы в уравнениях Навье-Стокса. Вне этой подобласти значение массовой силы должно быть равным нулю. В такой модели вентилятора проблем с равенством расходов жидкости во входном и выходном сечениях вентилятора не возникает. Естественно, что в этой модели вентилятора подобласть, в которой массовая сила не равна нулю, должна быть большего размера, с тем, чтобы жидкость успела разогнаться до нужной скорости. Кроме того, желательно сгущать разностную сетку вблизи границ подобласти с ненулевой массовой силой.

Для моделирования процессов включения и выключения вентилятора во второй модели достаточно менять значения массовой силы. Вторая модель дает также возможность генерировать пульсации скорости на выходе из вентилятора, если задавать колебания массовой силы во времени.

4. РАСЧЕТ ТУРБУЛЕНТНЫХ ВЕНТИЛЯЦИОННЫХ ПОТОКОВ В ГО ФГБ МКС

В работе [1] авторами предложен возможный механизм поддержания горения в невесомости при выключенной ВРУ. Это довольно специфическая ситуация, которую можно избежать, располагая оборудованием в отсеке надлежащим образом. В целом же для поддержания горения в условиях ГО ФГБ МКС нужен дополнительный приток кислорода к очагу возгорания. В штатном режиме ВРУ включена и её работа обеспечивает доставку кислорода в различные точки ГО ФГБ МКС. При возникновении возгорания необходимо максимально ограничить доступ кислорода к очагу возгорания и ограничить распространение горячих продуктов горения по всему объему отсека. То есть необходимо выключить ВРУ. Но выключение ВРУ не может мгновенно остановить движение воздуха в отсеке в силу наличия инерции движения. Поэтому возникает задача исследования затухания вентиляционного течения в ГО ФГБ МКС с целью оценки характерных времен затухания и выявления зон, где это затухание проходит наиболее медленно.

В работе [2] при расчетах турбулентных вентиляционных потоков в ГО ФГБ МКС с помощью модели, основанной на методах гидравлики, получена эмпирическая формула для зависимости перепада давления, создаваемого вентилятором, от расхода газа g через его поперечное сечение:

$$\delta P(g) = 4.6 + 1.8 \times 10^3 g + 1.5 \times 10^4 g^2. \quad (8)$$

Формула получена путем подбора методом наименьших квадратов коэффициентов полинома второй степени к имеющимся экспериментальным данным.

В той же работе было получено уравнение для эволюции расхода g в ГО ФГБ МКС, которое имеет вид

$$\frac{dg}{dt} = -A(g)g^2 + B\delta P(g/3), \quad B = \frac{3S_v}{L_m}, \quad (9)$$

где $A(g)$ – обобщенный коэффициент сопротивления тракта ГО ФГБ МКС; S_v – площадь поперечного сечения одного из трех работающих вентиляторов; L_m – суммарная длина каналов тракта ГО ФГБ МКС.

Стационарный режим течения в тракте ФГБ-модуля достигается, когда правая часть уравнения (9) становится равной нулю; при этом сила сопротивления, выраженная первым членом правой части уравнения, сравнивается с силой, приложенной к потоку со стороны вентилятора (второй член правой части). Равенство этих сил наступало при расходе через тракт модуля, приблизительно равном 320 л/сек, при этом перепад давления приблизительно равнялся 16 Па. Точка пересечения кривых $A(g)g^2$ и $B \cdot \delta P(g/3)$ находится на нисходящей ветви параболы $\delta P(g/3)$.

Вблизи этой точки зависимость (8) можно приблизить прямой линией.

Поэтому в настоящей работе (как и в [2]) величина массовой силы в точках разностной сетки, принадлежащих области вентиляторной щели, дается выражением

$$f_x = \rho [a_1 U_0 - a_2 u(x, y)],$$

$$f_x = -b \rho v(x, y), \quad (x, y) \in [x_b, x_e] \times [y_b, y_e], \quad (10)$$

f_x и f_y – компоненты массовой силы вдоль оси модуля и вдоль его радиуса; ρ – плотность газа; $u(x, y)$ и $v(x, y)$ – компоненты вектора скорости потока, направленные вдоль осей координат; U_0 – характерная скорость течения в вентиляторной щели; a_1, a_2 и b – коэффициенты пропорциональности, имеющие размерность частоты; координаты x_b, x_e, y_b и y_e – задают начало и конец тракта вентиляторного блока вдоль оси модуля и его радиуса соответственно. В остальных точках поля течения вектор массовой силы тождественно равен нулю.

Спротивление установленных в приборной зоне приборов и другого оборудования в настоящей работе моделируется длинной вставкой с узкой щелью посредине. Ширина щели и длина вставки заданы в соответствии с результатами, полученными в [2] для характерного времени затухания течения 25 с. Такая величина характерного времени затухания соответствует средней величине этой характеристики модуля, полученной в [3] при измерениях на натурном объекте. Длина вставки равна 6.65 м, ширина щели – 0.4 м.

Первоначально была проведена серия расчетов для определения приближенного значения констант в выражении (10). Предполагалось, что для приведения к безразмерному виду использовалось значение скорости на выходе из вентиляторной щели, поэтому $U_0 = 1$.

Из расчетов следует, что экспериментальному значению безразмерного перепада давления 0.4 соответствуют значения a_1 порядка 6.0 ÷ 7.0. Однако, учитывая небольшой заброс в давлении, полученный в расчете, в качестве базового варианта использовалось значение $a_1 = a_2 = 10$.

На рис. 3 и 4 представлены картины полей течения для ламинарного и турбулентного стационарного течения в ГО модуля ФГБ МКС при моделировании вентилятора с помощью массовой силы. Сравнение рис. 3 и 4 показывает, что наличие турбулентности существенным образом влияет на картину течения. Практически полностью исчезают вихри перед вентилятором и перед загромождением в приборной части отсека. Изменяется картина течения и в центральной части отсека: пограничные слои на стенках становятся существенно тоньше и профиль скорости заметно "выпрямляется".

На рис. 4 и 5 показаны картины полей течения при использовании различных способов моделирования вентилятора в ГО модуля ФГБ МКС при турбулентном стационарном режиме течения. Видно, что вдали от вентилятора картины течения весьма близки и определяются в основном геометрией расчетной области.

ти, которая одинакова в обоих случаях. Основные отличия наблюдаются вблизи вентиляторной щели.

В случае моделирования вентилятора при помощи массовой силы (рис. 4) в этой области происходит довольно интенсивное порождение кинетической энергии турбулентности и ее диссипация.

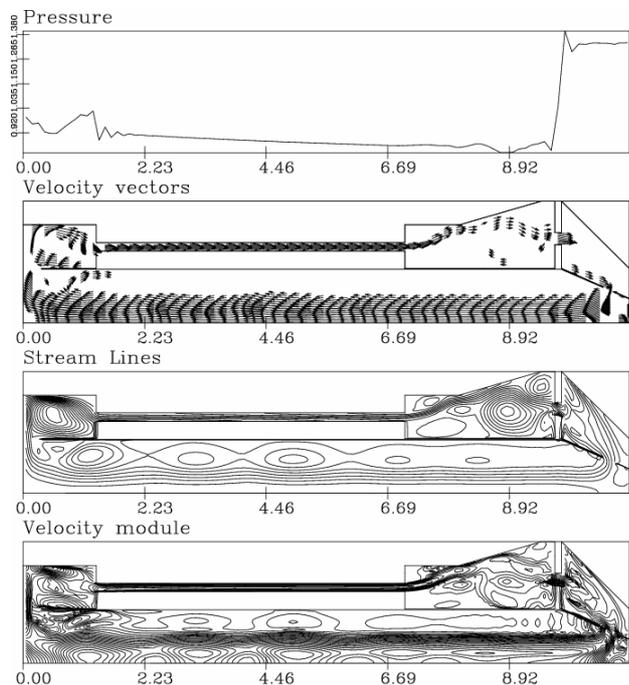


Рис.3. Картина ламинарного стационарного течения в ГО ФГБ МКС при моделировании вентилятора с помощью массовой силы $a_1 = a_2 = 10$

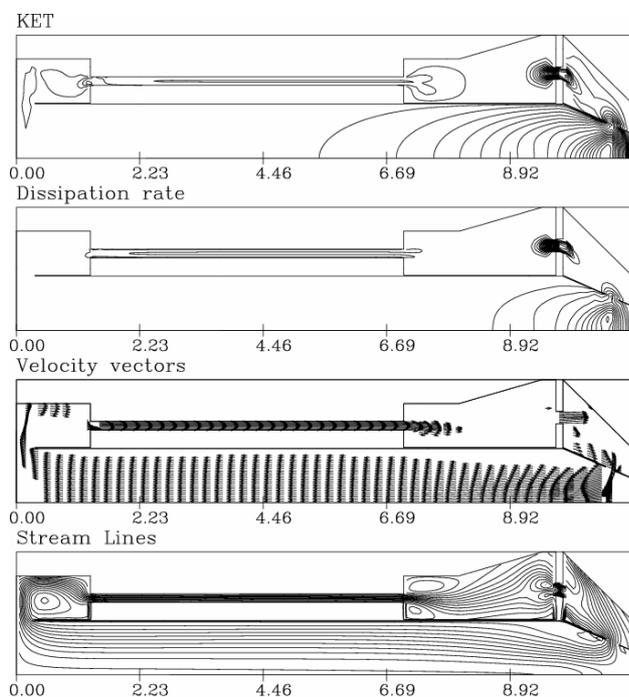


Рис.4. Картина турбулентного стационарного течения в ГО ФГБ МКС при моделировании вентилятора с помощью массовой силы $a_1 = a_2 = 10$

Это связано с "разгоном" скорости в вентиляторной щели, влияние которого передается как по течению, так и против. В случае же моделирования венти-

лятора при помощи граничных условий не происходит порождение энергии турбулентности в самой вентиляторной щели (граничные условия не моделируют этот процесс) и, следовательно, изменяется картина течения в окрестности вентилятора.

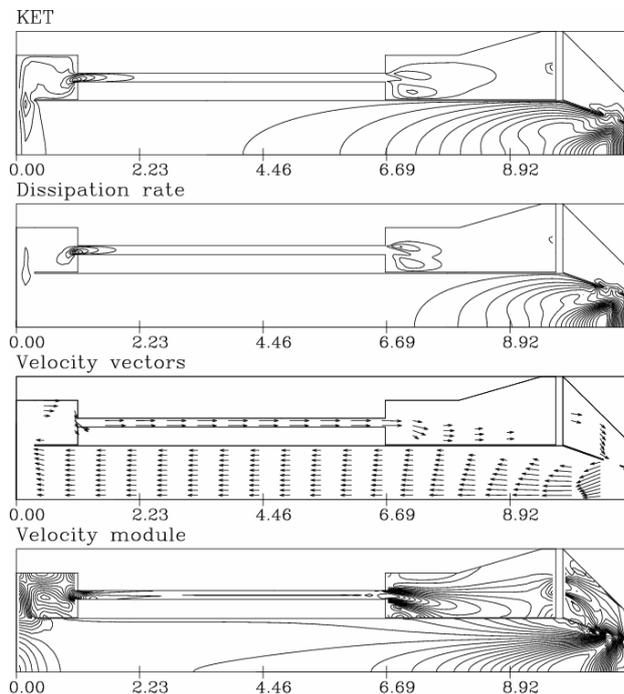


Рис.5. Картина турбулентного стационарного течения в ГО ФГБ МКС при моделировании вентилятора с помощью граничных условий

Процесс затухания ламинарного и турбулентного течения в ГО модуля ФГБ МКС после выключения вентилятора показан на рис.6. На рис.6 показано затухание скорости по времени в четырех характерных точках отсека: первая точка находится на середине оси ГО модуля ФГБ МКС; вторая соответствует середине загромождения приборной части отсека; третья – началу расширения внешней оболочки отсека и четвертая – середине вентиляторной щели.

На рис. 6 отложена величина обратная продольной скорости $u_0/u - 1$ относительно времени затухания для упомянутых выше четырех точек. Видно, что все четыре графика довольно хорошо аппроксимируются прямыми линиями. Наклон этих прямых определяется скоростью затухания течения в соответствующих точках. Из графика следует, что наибольшая скорость затухания (наклон 0.342) достигается в вентиляторной щели и в середине загромождения приборной части отсека (0.160). Быстрое затухание течения в центре области загромождения и в вентиляторной щели объясняется тем, наибольшим сопротивлением в данной модели ГО модуля ФГБ МКС обладает область загромождения в приборной части отсека. Относительно небольшое сопротивление центральной части отсека не позволяет столь же быстро остановить течение в этой части отсека, что хорошо видно на рис. 6. Наклон аппроксимирующей прямой на рис.6 минимален и равен 0.0681. Кроме того, довольно медленно затухает течение и перед вентиляторной щелью (наклон 0.128).

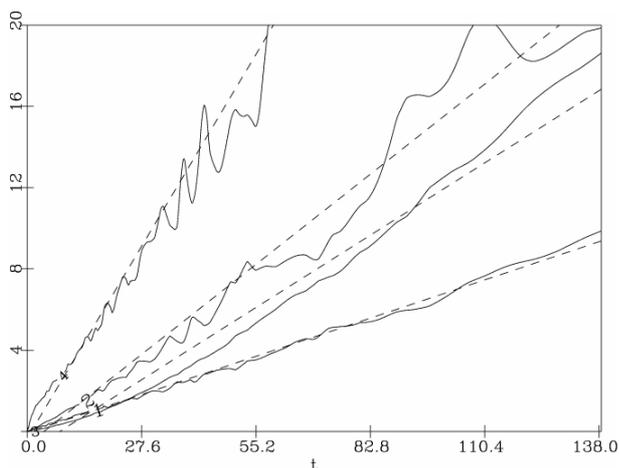


Рис.6. Затухание продольной скорости $u_0/u - 1$ (сплошные линии) по времени в различных точках модуля и их аппроксимации по методу наименьших квадратов (пунктирные линии) после отключения вентилятора для турбулентного режима течения. 1 – точка (4.5, 0); 2 – точка (3.1, 1.125); 3 – точка (6.4, 1.125); 4 – центр вентиляторной щели

Кривые на рис. 6 $f_i = u_{0i}/u_i(t) - 1$ могут быть приближены прямыми, проходящими через начало координат, в виде t/T , где T – характерное время затухания вентиляционного потока. Из данных, показанных на рис. 10, можно найти значение T для исследованных точек. По приведенным данным значения T лежат в диапазоне $8\text{c} \leq T \leq 42\text{c}$. В [3] были определены значения характерного времени затухания вентиляционного потока по данным измерений затухания скоростей в натурном модуле ФГБ [4]. В [2] методом наименьших квадратов по разным группам точек было найдено, что характерное время затухания вентиляционного потока в ФГБ лежит в диапазоне $13\text{c} \leq T \leq 34\text{c}$, т.е. одного порядка с расчетным.

Кривые на рис. 6 показывают, что в разных точках потока затухание происходит с различными значениями T . Это согласуется с данными измерений в [4]. Модель, основанная на теории гидравлики, естественно не может отражать различий T в разных точках.

Исследования проблем горения КМ в потоке газа показали, что существуют нижние пределы скоростей, при которых горение устойчиво. При скоростях течения, меньших, чем эти предельные значения, горение невозможно. Порядок нижних пределов скоростей – сантиметры в секунду.

Поэтому представляет интерес в разные моменты времени после выключения вентиляторов очертить области в потоке, опасные при возгорании, т.е. области в которых модуль скорости течения превышает нижние предельные скорости.

На рис. 7 эти области внутри ФГБ показаны серым цветом. В качестве значения нижней предельной скорости принято значение $0.01U_v$ (U_v – скорость в вентиляторной щели на стационарном режиме, равная 0.5 м/с). Из рис. 7 видно, что область "опасных" скоростей (т.е. скоростей более 0.5 см/с) в "приборной" части модуля ФГБ исчезает в промежутке между 560 и 1100 секундами после выключения вентиляторов. Если же предельная скорость составляет 10% от скорости в

вентиляторной щели (т.е. больше 5 см/сек), то эта область в "приборной" части модуля ФГБ исчезает в промежутке $80 \div 150\text{c}$.

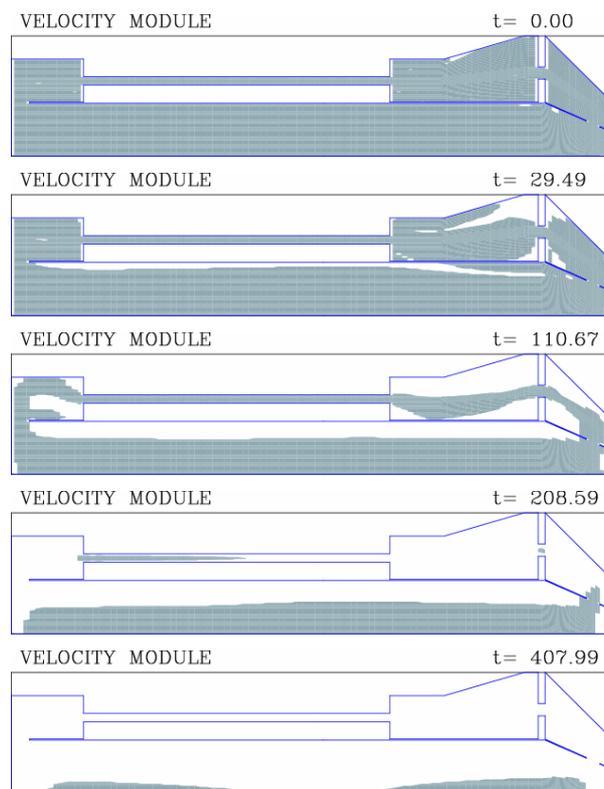


Рис.7. Затухание модуля скорости. Серым цветом показана область, где модуль скорости не менее 1% от максимальной скорости при $t = 0.0$

5. РАСПРОСТРАНЕНИЕ ПЛАМЕНИ В ГО ФГБ МКС

При возникновении очага горения в ГО ФГБ МКС предполагается, что наиболее вероятное место возгорания – приборная часть ГО и первоначально горение возникает на некоторой поверхности (например, загорелся какой-нибудь прибор в приборной части). Эти предположения вполне согласуются с моделью горения, предложенной в п. 2.

Для приборной части используется та же модель загромождения, что в предыдущем параграфе, которая обеспечивает требуемое сопротивление приборной части. Для этой модели загромождения характерно наличие узкого кольцевого канала довольно большой длины, где поток разгоняется до большой скорости. Поэтому можно выделить два типичных случая возгорания в такой модели приборной части. Первый – возгорание происходит непосредственно в загроможденной части и второй случай - возгорание происходит в приборной части ГО до или после загромождения.

Для второго случая характерно наличие отрывов с образованием вихревых рециркуляционных зон. В таких зонах запас кислорода ограничен, и горение может быстро затухнуть из-за выгорания кислорода в такой зоне. Поэтому будем рассматривать только возгорание непосредственно в кольцевом канале приборного отсека. В этом канале поток разгоняется и достигает довольно высоких скоростей. С одной стороны

это обеспечивает приток кислорода к очагу возгорания, а с другой стороны – слишком сильный поток может "задувать" пламя.

На рис. 8 показаны распределения концентраций горючего, кислорода и продуктов сгорания и температуры в случае ламинарного течения в модели ГО ФГБ МКС в некоторый момент времени после начала горения. Работа вентилятора моделируется часовой силой. В данной работе коэффициент массовой силы выбран равным $A = 10$. Кроме того, для исследования распространения пожара в ГО ФГБ МКС предполагается, что существует дополнительный источник тепла $q_i = 2q_r$.

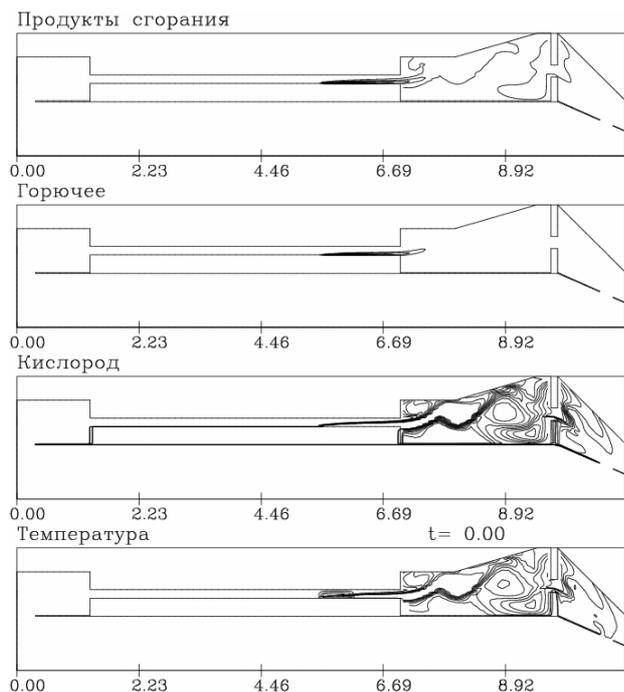


Рис. 8. Концентрации компонент и температура при возникновении очага возгорания в приборной части ГО ФГБ МКС

На рис. 9 показаны распределения температуры в разные моменты времени после начала горения. Из рисунков видно, что при заданной работе вентилятора и заданном размере горящего пятна 0.4 м поток "горючего", получаемого в результате возгонки с поверхности, оказывается достаточным для поддержания горения и распространения зоны горячего газа вниз по потоку.

На рис. 10 показаны распределения температуры по времени в трех точках на оси ГО (сплошные линии) и осредненной температуры в ГО (пунктирная линия). Сплошная линия с цифрой 1 соответствует самой правой точке на оси ГО, линия с цифрой 2 – центральной точке на оси и линия с цифрой 3 – самой левой точке. На графике отложены зависимости безразмерной температуры от безразмерного времени. Для перехода к размерным величинам температуру надо домножить на 300°K, а время – на 1.6 с. Видно, что рост температуры в центральной части ГО начинается через минуту после начала возгорания. И этот рост достаточно быстрый – уже через полторы минуты температура вдоль всей осевой линии достигает 700°K.

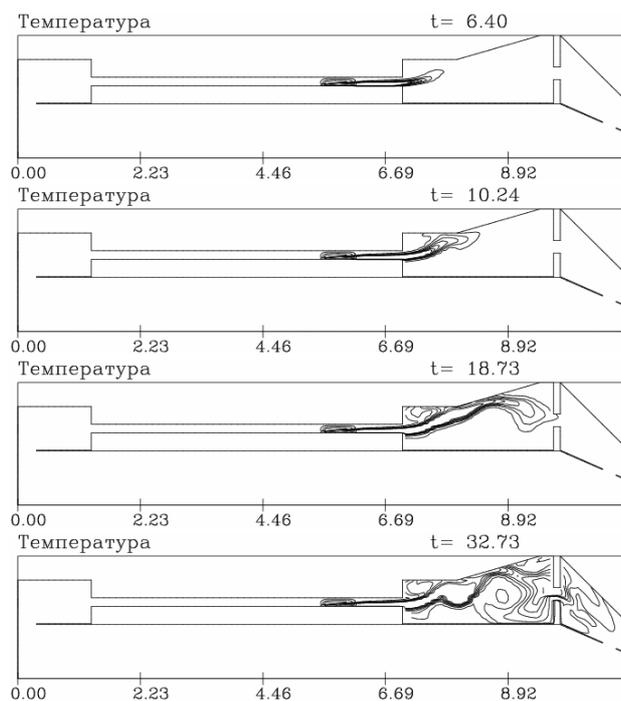


Рис. 9. Распространение зоны нагретого газа по времени

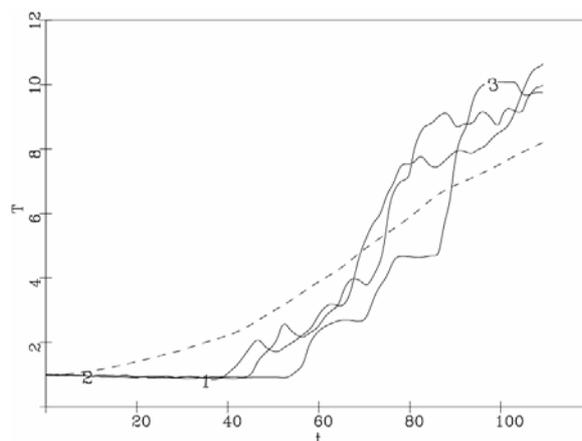


Рис. 10. Рост температуры в отсеке по времени

Такая высокая скорость роста температуры объясняется выбором параметров реакции на поверхности (в первую очередь это относится к тепловыделению реакции, которое заметно больше, чем у реакции горения КМ). Кроме того, на эту скорость влияют довольно большой размер горящего пятна и ламинарный режим течения, используемый в расчете. Однако, и в случае более реальных параметров при включенной ВРУ скорость распространения горячего воздуха по ГО ФГБ МКС должна быть довольно высокой. Это подтверждает необходимость немедленного выключения ВРУ при обнаружении возгорания.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе численного моделирования турбулентных вентиляционных течений определены характерные времена затухания течения в отсеке модуля МКС. Получено совпадение с результатами измерений на натурном модуле. Выявлены зоны повышенной пожароопасности и зависимость их расположения от времени.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Глушко Г.С., Крюков И.А., Об одном возможном механизме поддержания горения в замкнутых областях при невесомости // Космические исследования, 2001, 39, 2, 207–216.
2. Алымов И.Ф., Смирнов А.Б., Глушко Г.С., Крюков И.А. и др., Анализ и обобщение характеристик предельных режимов горения КМ в невесомости при вынужденной конвекции и параметров вентиляционных потоков в ГО модулей КС, НТО № 2972, ИЦ им. М.В.Келдыша, 1999.
3. Алымов В.Ф., Глушко Г.С., Иванов А.В., Крюков И.А., Смирнов А.Б., Шалаев С.П. и др. Усовершенствование методов расчета структуры и динамики вентиляционных потоков в ГО модулей МКС и методики исследования горения неметаллических материалов при микрогравитации в ЭУ "Скорость-М"... // Иссл. центр им. М.В.Келдыша, НТО № 3124, М. 1999, 169.
4. Глушко Г.С., Крюков И.А., Пашкин О.А., Полихович С.П., Шалаев С.П. Математическая модель для определения размеров пожароопасных зон и времен их существования после отключения вентиляции в системе двух объединенных модулей РС МКС и рекомендации по выбору допустимой нижней границы по скорости обдува материала, обеспечивающей его надежное тушение // Иссл. центр им. М.В.Келдыша, НТО № 3173, М. 2000, 51.