

УДК 533.6

О ФОРМИРОВАНИИ РЕЖИМА ГОРЕНИЯ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В КАНАЛЕ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ УСЛОВИЯХ НА ВХОДЕ

© 2011 г.

В.И. Копченов, О.В. Гуськов

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва

kop@ciam.ru

Поступила в редакцию 24.08.2011

С использованием методов математического моделирования исследуется формирование тесно связанных друг с другом газодинамической структуры потока и режима горения в канале при сверхзвуковых условиях на входе. Характерной особенностью воздушного потока в рассмотренных примерах является то, что температура на входе существенно ниже, чем температура самовоспламенения для реализуемого времени пребывания топливно-воздушной смеси в канале. Ранее авторами исследовалось формирование так называемого режима горения в псевдоскачке с детальным анализом структуры течения для случая, когда полная температура воздушного потока превосходит температуру самовоспламенения. В настоящем исследовании изучается ситуация, когда не только температура, но и температура торможения воздушного потока на входе заведомо ниже температуры самовоспламенения.

Ключевые слова: горение, сверхзвуковой поток, псевдоскачок, отрыв потока, нестационарный газодинамический процесс, воспламенение.

Введение

Развиваются исследования, выполненные в [1], которые показали, что при температуре торможения на входе в канал, превышающей температуру самовоспламенения, после формирования в канале структуры, получившей название псевдоскачка, может существовать самоподдерживающийся режим горения. В этом случае тепловыделение при горении порождает систему скачков, взаимодействующих с пограничным слоем с образованием отрывов, а в системе скачков происходит воспламенение и стабилизация горения. При этом сформировавшееся течение является нестационарным. Нестационарность сильнее всего проявляется в «голове» псевдоскачка. Наблюдаются крупномасштабные пульсации, связанные с изменением положения «головного» скачка. Изучается ситуация, когда не только температура потока, но и температура торможения воздушного потока на входе в канал ниже температуры самовоспламенения. Для воспламенения используется так называемый пилотный факел. С учетом условий на входе в канал представляется, что простое повышение температуры за скачком уплотнения в голове псевдоскачка, в отличие от описанного ранее случая, не может вызывать самовоспламенение и поддержание процесса горения в канале. Изучается нестационарный процесс

формирования режима горения в канале и роль в этом процессе газодинамической структуры потока, а также смешения топлива и воздуха.

Механизм воспламенения, связанный с распространением газодинамических возмущений вверх по потоку

Для расчета применяется комплекс математических и физико-химических моделей, а также вычислительных программ [2], разработанный в ЦИАМ. Он основан на численном решении полной, осредненной по Фавру, системы уравнений Навье – Стокса для нестационарных турбулентных реагирующих течений с использованием однопараметрической модели турбулентности [3]. Для описания горения водорода применяется детальная модель химических реакций [4]. Для моделирования горения метано-кислородной (воздушной) смеси используется редуцированный вариант (162 обратимые реакции для 25 компонентов) детальной кинетической модели (260 обратимых реакций для 42 компонентов) [5].

Для исследования процесса формирования режима горения в канале при низких температурах воздушного потока (температура торможения сверхзвукового потока ниже температуры самовоспламенения) решены две задачи. В первой из них в приближении плоского течения рассматри-

вается двухсекционный канал с двухпозиционной подачей водорода. Условия на входе в канал задавались следующими: воздушный поток с числом Маха, равным 2, температура торможения $T_{0a} = 915$ К. В качестве топлива используется водород, который подается спутно воздушному потоку с числом Маха, равным 1, при температуре торможения 500 К. На этом режиме основная часть топлива подается во вторую секцию, а горение в ней инициируется при принудительном воспламенении с помощью дежурного факела. Предполагалось, что во входной секции канала сформируется псевдоскачок (система скачков уплотнения, взаимодействующих с пограничным слоем), предшествующий зоне горения, в котором осуществляется переход к дозвуковому течению [6]. При этом собственно горение будет происходить во второй секции в дозвуковом потоке.

Следует отметить, что в рассмотренном примере небольшая часть топлива (примерно 25%) подается в первую секцию с тем, чтобы улучшить смешение струй водорода с воздушным потоком в предполагаемой зоне горения. Расчет проводился следующим образом. Вначале рассчитывалось течение в канале без подачи струй водорода. После установления стационарного сверхзвукового течения воздуха в канале осуществлялась подача струй водорода. Как и следовало ожидать, самовоспламенение для рассмотренных условий не наблюдалось.

Детально исследовался нестационарный процесс после включения дежурного факела, который располагался рядом с пилоном для подачи водорода во второй секции. При использовании дежурного факела во второй секции (в канале постоянного сечения) в сверхзвуковом потоке происходит воспламенение. Выделение тепла приводит к формированию скачка уплотнения, распространяющегося вверх по потоку.

При взаимодействии упомянутого скачка с пограничным слоем на стенках камеры образуются отрывные зоны, связанные с этим скачком (рис. 1а). Оказалось, что при распространении «связки» из скачка уплотнения и областей отрыва вверх по потоку, при выходе этой структуры в первую секцию попадание свежей топливно-воздушной смеси в зону обратных токов создает своеобразный реактор, который инициирует горение и в первой секции. В качестве примера на рис. 1б показаны поля числа Маха, температуры и массовой концентрации H_2O в момент времени, когда газодинамические возмущения, связанные с тепловым дросселированием потока, вышли в первую секцию канала.

Во второй задаче в трехмерной постановке

рассматривается течение в канале при использовании в качестве топлива метана. Параметры воздушного потока на входе в канал были выбраны следующими: число Маха воздушного потока $M = 2.04$ с температурой 622 К.

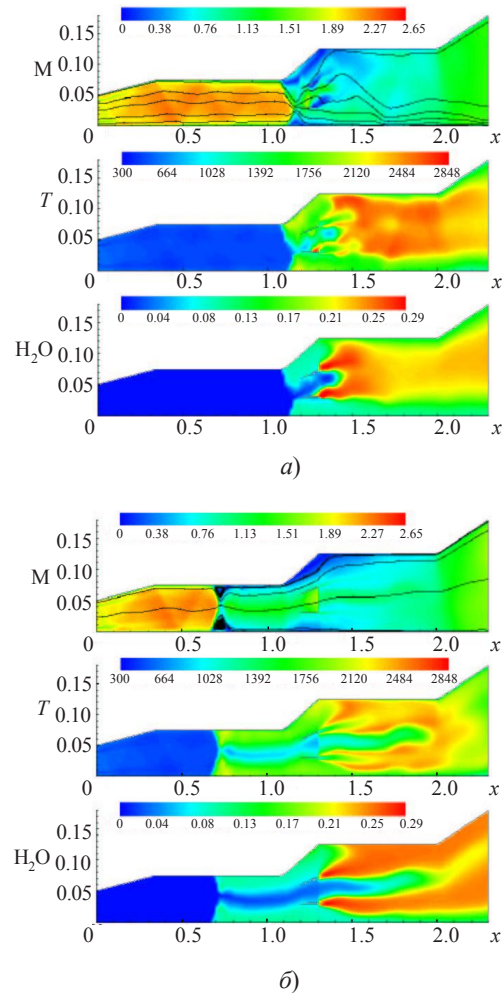


Рис. 1

Метан подается спутно основному потоку через систему пилонов, установленных на входе в канал. Изучается нестационарный процесс, который возникает в канале при выдуве по нормали к стенке одиночной горячей струи продуктов сгорания для разных значений расхода газа в струе. За воспламенение и стабилизацию горения в канале ответственна газодинамическая структура, включающая систему скачков и зон обратных токов, взаимосвязанных друг с другом. Показано, что после «запуска» процесс горения поддерживается в канале при существенно меньшем расходе «запускающей» струи. Интересно отметить, что с помощью такой горячей струи процесс горения в канале не инициируется.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант №10-01-00809.

Список литературы

1. Гуськов О.В., Данилов М.К., Копченев В.И. // ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности. 2005. Т. 1. С. 205–211.
2. Копченев В.И. и др. // Научный вклад в создание авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 2000. Т. 1. С. 251–267.
3. Гуляев А.Н., Козлов В.Е., Секундов А.Н. // Изв. РАН. МЖГ. 1993. №4. С. 69–81.
4. Димитров В.И. Простая кинетика. Новосибирск: Наука, СО. 1982.
5. Starik A.M., Titova N.S. // Kinet. Catal. 2006. V. 47, No 1. P. 11–26.
6. Billig F.S. // J. of Propulsion and Power. 1993. V. 9, No 4. P. 499–514.

**FORMATION OF THE COMBUSTION REGIME AND A GASDYNAMIC FLOW STRUCTURE
IN A CHANNEL WITH SUPERSONIC CONDITIONS AT THE ENTRANCE***V.I. Kopychenov, O.V. Gouskov*

The formation of a tightly coupled gasdynamic flow structure and a combustion regime in the channel for supersonic conditions at the entrance is studied using numerical simulation. The characteristic feature of the airflow in the considered cases is that the temperature at the channel entrance is lower than the selfignition temperature for the realized residence time in the duct. Earlier, the authors investigated the formation of the combustion regime known as combustion in the pseudoshock with a detailed analysis of the flow structure for the case when the total temperature of the air flow at the channel entrance exceeds the selfignition temperature. In this report, the situation is analyzed when not only the temperature, but the total temperature is also lower than the selfignition temperature.

Keywords: combustion, supersonic flow, pseudoshock, flow separation, unsteady gasdynamic process, ignition.