

О возможности применения глубоко подкритического СВЧ-разряда для стабилизации сверхзвукового горения

Михаил Павлович Булат, аспирант
Университет ИТМО (г. Санкт-Петербург)

В работе рассматривается проблема организации устойчивого горения в сверхзвуковом потоке. В настоящее время, на современных летательных аппаратах даже на сверхзвуковых скоростях потока воздух тормозится в воздухозаборнике до дозвуковых скоростей. Смешение топлива производится уже с дозвуковым потоком. Однако, начиная с некоторой скорости полета, потери полного давления на торможение воздуха до дозвуковых скоростей приводят к снижению КПД до неприемлемых величин. Выход видится в организации сжигания топлива в детонационных волнах, либо организации медленного горения в сверхзвуковом потоке. В настоящей работе рассмотрены различные способы стабилизации горения в сверхзвуковом потоке. Сделан вывод, что перспективным является применение присоединенного глубоко подкритического СВЧ разряда.

Ключевые слова: газовая динамика, квазиоптическое СВЧ излучение, холодная неравновесная плазма, сверхзвуковое горение.

В работе приведены результаты экспериментов по розжигу факелов в пропан-воздушной смеси, распространяющейся со сверхзвуковой скоростью. Известно, что способность потока принимать тепло при внешнем его подводе нелинейно зависит от числа Маха потока (число Маха M - отношение скорости потока к местной скорости звука), причем при $M=1$ эта способность минимальна. Если зафиксировать термодинамический КПД двигателя, то оптимальная скорость горения будет зависеть от скорости полета. Например, при скорости полета $M=6$, скорость горения должна составлять не менее $M=1.8$ [1].

Известно, что скорость распространения фронта диффузионного горения составляет несколько метров в секунду, поэтому даже при скорости горючей смеси порядка десятков м/с может произойти срыв пламени. Для стабилизации горения при достаточно больших дозвуковых скоростях горючей смеси, например, в форсажных камерах двухконтурных воздушно-реактивных двигателей, обычно применяются плохо обтекаемые тела. Они сильно турбулизируют поток и создают застойные зоны с рециркуляционным течением. В этих зонах реагирующая смесь находится в течение достаточно длительного времени, что и приводит к стабилизации горения.

В некоторых работах предлагается использовать аналогичную схему и в сверхзвуковых потоках [2]. Однако, из других работ [3,4] известно, что обтекание обратного уступа сверхзвуковым потоком сопровождается на некоторых режимах сильными колебаниями давления и ударно-волновой структуры. Перспективным является переход на больших скоростях к сжиганию топлива в детонационной волне, которая представляет собой газодинамический разрыв [5], поджигающий реагирующую смесь [6]. Такое горение представляется наиболее перспективным, но до сих пор создать реальный детонационный двигатель с непрерывной детонацией никому не удалось. Видимо, это объясняется сложным характером перестроек ударно-волновых структур [7], связанных с детонационным горением, сопровождающих изменение параметров полета.

В работах [8-10] рассматривается поджигание топливной смеси СВЧ - разрядом и поддержание горения в высокоскоростном потоке.

Известно, что появление в потоке свободных электронов и возбуждение колебательных энергетических уровней атомов кислорода уменьшает время индукции. Следовательно, уменьшается и расстояние, на которое сносится потоком фронт пламени (время образования активных свободных радикалов). Для обеспечения таких условий необходимо осуществить электрический или оптический пробой газа. Энергия, при которой происходит пробой, называется критической энергией пробоя. Эта энергия в широком диапазоне давлений линейно зависит от давления и может достигать при нормальных условиях порядка десятков кВ/см. Столь высокие энергии пробоя делают прямые методы иницирования горения энергетически затратными, поэтому они и не применяются. Однако, в работе [8] был предложен способ создания пробоя воздуха с помощью резонатора. Энергия поля пробоя при этом уменьшалась примерно в 500-600 раз. Авторами был получен устойчивый присоединенный разряд, который длительное время поддерживался в сверхзвуковом потоке квазиоптическим СВЧ-излучением.

Ниже исследуется возможность поджигания резонатором смеси пропана с воздухом на скорости потока $M=2$. Топливная смесь в ходе эксперимента подавалась через трубку в резонаторе, а разряд поджигался на донном срезе (рис.1).

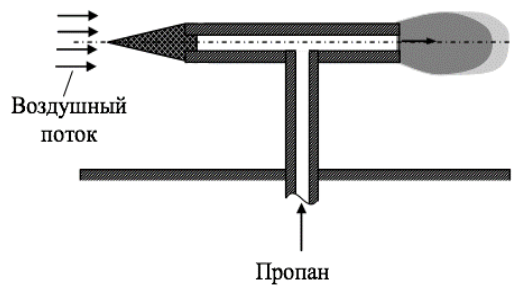


Рис. 1. Схема электромагнитного резонатора, через который в сверхзвуковой поток подавался пропан

Для получения сверхзвукового потока газа использовалась аэродинамическая труба вакуумного типа. Схема экспериментальной установки представлена на рис.2. Рабочая область соединялась с ресивером, из которого откачивался воздух. Вакуумированный объем соединялся с окружающей средой плоским соплом с геометрическим числом Маха $M=2$. Размеры выходного сечения сопла - 100x10 мм. Опыт проводился с одиночным резонатором, который помещался в сверхзвуковой поток воздуха с температурой торможения T_0 около 100К. В данном случае сопло просто соединялось с окружающей средой. Поджиг резонансного разряда осуществлялся за счет помещения резонатора в фокус зеркала, фокусирующего квазиоптическое СВЧ-излучение. Напряженность поля в этой точке составляла $E_0=140$ В/см. Длина волны $\lambda=12.5$ см. Регулируя клапан на входе в сопло, скорость потока воздуха можно было изменять от 12 м/с до 500 м/с (примерно, $M=2$). Пропан подавался просто через трубку, т.е. его скорость, по определению, не могла превышать $M=1$. Даже при самой большой скорости воздуха фронт пламени не сдувался и срыва горения не происходило (рис.3). Таким образом, исследованный метод может применяться для стабилизации сверхзвукового горения на гиперзвуковых летательных аппаратах, по крайней мере, до скорости полета, соответствующей $M=6$.

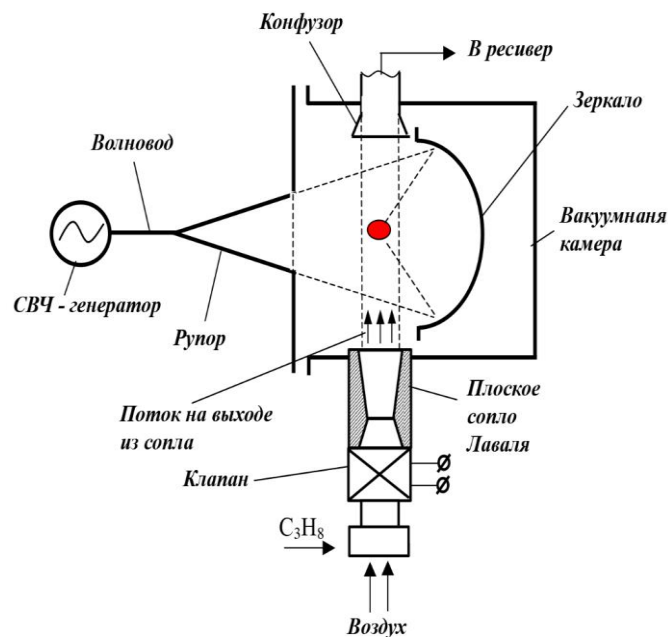
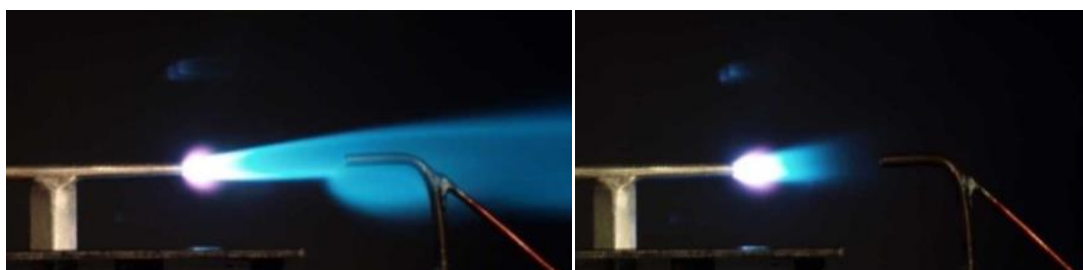


Рис. 2. Схема установки для изучения возможности стабилизации сверхзвукового горения при помощи глубоко подкритического СВЧ-разряда, созданного электромагнитным резонатором, через который в сверхзвуковой поток подавался пропан



а)

б)

Рис. 3. Горение пропана, зажженного СВЧ разрядом воздухе, при скорости потока 18 м/с (а) и 500 м/с (б)

Исследованная схема напрямую неприменима в двигателях гиперзвуковых летательных аппаратов, т.к. при большом расходе топлива сечение подводящего трубопровода будет также большим, следовательно необходимо применять дополнительные меры по перемешиванию топлива с воздухом. Донная область больших размеров может послужить источником сильных колебаний давления.

Привлекательны представляется организация плоской топливно-воздушной струи, которая в настоящее время, рассматривается в большинстве проектов гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Для исследования возможности стабилизации горения в плоских сверхзвуковых потоках была собрана часть экспериментальной установки (рис.4), состоящая из семи резонаторов, установленных с шагом в 10 мм на алюминиевом экране размером 15х15 см. Сверху эта конструкция была накрыта листом из оргстекла толщиной 1 мм.

Между рупором, установленным от экрана на расстоянии $H_1=95$ мм, и самим экраном могли размещаться два стеклотекстолитовых поглотителя сигнала (на расстоянии $H_2=43$ мм и $H_3=34$ мм). Мощность импульса $P_{gen} = 1$ кВт за время $\tau=0.4$ с. Зазор между экраном и листом оргстекла непосредственно соединялся с выходным сечением плоского сопла. В сопло поступала предварительно перемешанная смесь пропана с воздухом под атмосферным давлением.

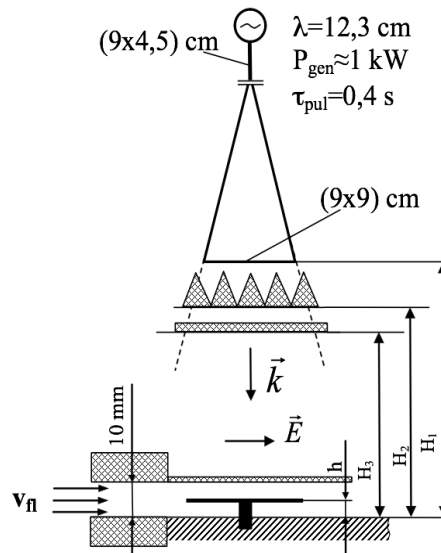


Рис. 4. Схема установки для исследования стабилизации горения плоского факела в сверхзвуковом потоке

В результате проведенного эксперимента получено устойчивое горение смеси пропана с воздухом при $M=2$ (рис.5). Нормальная скорость распространения диффузионного фронта пламени для пропана - 1-3 м/с. Наличие плоского тонкого зазора исключает возможность интенсивной турбулизации фронта горения и ускорение фронта пламени. Следовательно, механизм теплопроводности в данном случае является для формирования фронта горения второстепенным. Основные механизмы, по видимому, это передача энергии вниз по течению с возбуждением атомов жестким ультрафиолетовым излучением, образующимся при горении СВЧ разряда, а также появляющихся под его воздействием свободных электронов, которые могут распространяться со сверхзвуковой скоростью.

Таким образом, исследован перспективный метод стабилизации горения в сверхзвуковом потоке, который при минимальной подводимой мощности обеспечивает устойчивое горение смеси пропана с воздухом. Условия проведения эксперимента были ограничены возможностями экспериментальной установки. Так, давление в области горения составляло около 1/7 бар. В реальной же прямоточной камере сгорания давление должно находиться в диапазоне 3-10 бар. С другой стороны, свойства СВЧ разряда определяются, в основном, плотностью среды, т.е. сочетанием температуры и давления в области горения. Оценки показывают, что результаты экспериментов, проведенных в подобных условиях, но при давлении на выходе из сопла 2 бар, будут вполне релевантными.



Рис. 5. Устойчивое горение пропана в сверхзвуковом потоке (а). Фронт горения (б) совпадает с линиями распространения возмущений в сверхзвуковом потоке с $M=2$

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (Соглашение №14.575.21.0057, уникальный идентификатор прикладных научных исследований RFMEFI57514X0057).

Литература:

1. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М: Машиностроение, 1983г. 623 стр. Перевод с английского Н. А. Благовещенского и Г. И. Майкапара. Под редакцией Г. И. Майкапара.
2. Старов А.В. Определение пределов устойчивого горения при высоких сверхзвуковых скоростях потока в канале. Вестник НГУ. Серий: Физика. 2008. Том 3, выпуск 2. с.47 - 60.
3. Булат П.В., Продан Н.В. О низкочастотных расходных колебаниях донного давления. Фундаментальные исследования. 2013. № 4-3. С. 545-549.
4. Засухин О.Н., Булат П.В., Продан Н. В. История экспериментальных исследований донного давления. // Фундаментальные исследования. - 2011 - №12, Ч.3 - 670-74 С. http://www.rae.ru/fs/?section=content&op=show_article&article_id=7981793
5. Bulat P.V., Uskov V.N., Arkhipova L. P. Gas-dynamic discontinuity conception. // Research Journal of Applied Sciences. - 2014 - 8, 22 - 2255-59 С. <http://www.maxwellsci.com/print/rjaset/v8-2255-2259.pdf>
6. Bulat P.V., Uskov V. N. Shock and detonation wave in terms of view of the theory of interaction gasdynamic discontinuities. // Life Science Journal. - 2014 - 11, 8s - 307-10 С. http://www.lifesciencesite.com/lj/life1108s/068_24921life1108s14_307_310.pdf
7. Bulat P.V., Uskov V.N., Arkhipova L. P. Classification of gas-dynamic discontinuities and their interference problems. // Research Journal of Applied Sciences. - 2014 - 8, 22 - 2248-54 С. <http://maxwellsci.com/print/rjaset/v8-2248-2254.pdf>
8. Бычков Д.В., Грачев Л.П., Есаков И.И. Возбуждаемый полем квазиоптического электромагнитного пучка глубоко подкритический СВЧ-разряд в сверхзвуковой струе воздуха //ЖТФ. 2009. том 79. Вып.3. С.39-45.
9. Александров К.В., Грачев Л.П., Есаков И.И., Федоров В.В., Ходатаев К.В. Области реализации различных типов СВЧ-разряда в квазиоптических электромагнитных пучках //ЖТФ. 2006. Т.76. Вып.11. С.52-60.
10. Khodataev K.V. The Nature of Surface MW Discharges //48th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition. 4-8 January 2010, Orlando, Florida. Paper AIAA 2010-1378.