

## ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ГОРЕНИЯ В ПОТОКЕ ПСЕВДОЖИДКОГО ТОПЛИВА

*Предложен газодинамический метод управления характеристиками горения в потоке псевдожидкого топлива, основанный на вдуве в слой смешения за внезапным расширением канала дискретных струй воздуха. Показано, что, варьируя частоту нестационарных воздействий, накладываемую на дискретные струи воздуха, можно управлять характеристиками горения в потоке псевдожидкого топлива.*

Создание двигательных и энергетических установок, в которых порошкообразные металлы служат источниками энергии, связано с разработкой надежных систем топливоподачи и организацией устойчивого рабочего процесса в камере сгорания. Псевдожидкое топливо — порошкообразный металл можно смешивать с газом по методу кипящего слоя и подавать в камеру сгорания ракетного двигателя аналогично жидкому компоненту [1]. Принципиальная возможность создания энергетических установок нового поколения на псевдожидком топливе показана в работах [2-4].

Общеизвестно, что эффективность сжигания порошкообразного металлического горючего в потоке газообразного окислителя возрастает с увеличением давления в камере сгорания, с уменьшением размера частиц и ростом интенсивности процесса смешения. Поэтому при разработке двигательных и энергетических установок для летательных аппаратов необходимо уделять особое внимание процессу смешения порошкообразного металлического горючего с воздухом для достижения максимальной полноты сгорания при ограниченных геометрических параметрах камеры.

Известно [5], что канал с внезапным расширением является простейшим устройством для усиления автоколебаний в струе. С помощью этого устройства можно возбудить в выходном сечении канала колебания скорости до 15% без какого-либо подвода энергии извне и, таким образом, существенно интенсифицировать перемешивание в турбулентной струе. Автоколебания в канале с внезапным расширением получаются при взаимодействии двух независимых резонансных механизмов: характерного тона сдвигового слоя, вызванного нестационарным отрывным течением за внезапным расширением, и резонанса подводящей (органной) трубы. Это явление появляется тогда, когда частота самовозбуждений совпадает с частотой предпочтительной моды струи.

В работе [6] была получена эмпирическая формула для определения частот чистого тона  $f$ , при которых канал с внезапным расширением может создавать регулируемое возбуждение круглой струи:

$$\frac{f}{a_0 n} \left( L_0 + 1,65 \frac{L_{\text{кк}}}{j} + 0,7 d_0 \right) = 1,$$

где  $j = 1, 2, 3 \dots$ ;  $n = 1/2, 1, 3/2, \dots$ ;  $a_0$  — скорость звука.

Амплитуда возбуждаемых колебаний зависит от геометрических параметров  $L_0$ ,  $L_{\text{кк}}$ ,  $D_{\text{кк}} - d_0$ , скорости истечения  $U_0$  и состояния начального пограничного слоя.

Наличие в турбулентных сдвиговых течениях когерентных структур — крупномасштабных периодических образований, развивающихся на фоне мелкомасштабной турбулентности и определяющих существенную часть рейнольдсовых напряжений, породило надежды на возможность управлять этими структурами различного рода периодическими воздействиями. В ряде случаев роль когерентных структур становится определяющей в отношении аэродинамических и акустических характеристик струйных течений. Это происходит при резком усилении акустической обратной связи, что наблюдается при реализации различных рода резонансов [5]. Следует отметить, что возникновение автоколебаний во многих практических приложениях нежелательно.

В ряде работ была исследована восприимчивость отрывных течений к периодическим возмущениям различной частоты и амплитуды. Установлено [7], что в оторвавшемся течении за уступом при акустическом возбуждении возмущения усиливаются только в сравнительно узком диапазоне частот.

В работе [8] отмечено, что при соотношении компонентов меньше единицы в некоторых потоках энергия флуктуации концентрируется на одной частоте, которая может быть связана с геометрией канала. Показано, что в двумерном канале с внезапным расширением возникают большие когерентные структуры в реагирующих и не реагирующих потоках с дискретными частотами 250...450 Гц. Также выявлено, что на частоты влияет входная температура, но не скорость или соотношение компонентов.

Исследования в работе [9] показали, что метод наложения пульсаций продольной составляющей скорости (псевдотурбулентных пульсаций) является наиболее эффективным для интенсификации процессов массо- и теплообмена. Причем он позволяет не только ускорять процесс развития струи, но и существенно замедлять его, уменьшая поперечную диффузию, что делает его более универсальным по сравнению с другими методами нестационарных воздействий и наиболее перспективным для достижения практических целей.

Несмотря на ряд публикаций [10–13] как теоретического, так и экспериментального плана по исследованию влияния нестационарных воздействий на слой смешения за внезапным расширением в целях управления процессом горения, отсутствуют какие-либо данные о влиянии нестационарных воздействий на процесс горения порошкообразных металлических горючих в потоке газообразного окислителя.

В настоящей работе исследуется влияние частоты пульсаций, накладываемых на дискретные струи воздуха, вдуваемые в слой смешения за внезапным расширением, на характеристики горения псевдожидкого топлива.

Для достижения поставленной цели были разработаны и смонтированы необходимые экспериментальные установки. Испытания с горением проводились на экспериментальной установке, которая подробно показана в работе [2]. Модель прямооточной камеры сгорания (рис. 1) представляла собой осесимметричный канал диаметром  $D_{к.с} = 0,08$  м, с диаметром входного отверстия  $d_0 = 0,04$  м и длиной  $L_{к.с} = 0,245$  м.

Пульсации продольной составляющей скорости создавались с помощью ротора, в котором было выполнено восемь отверстий диаметром 0,01 м. Ротор был соединен с валом электродвигателя, скорость

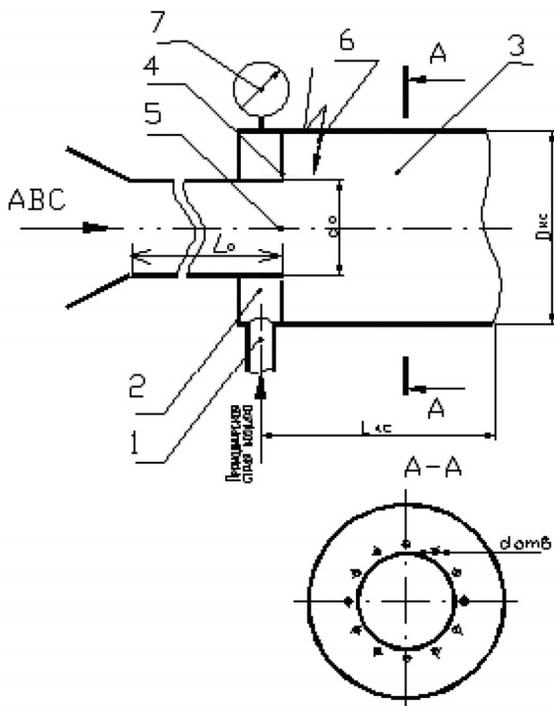


Рис. 1. Схема модели камеры сгорания с внезапным расширением

вращения которого регулировалась автотрансформатором, что позволяло создавать псевдотурбулентные пульсации в пределах от 40 до 700 Гц. Скорость вращения ротора измерялась магнитно-индукционным датчиком, сигнал от которого был выведен на цифровой тахометр ТЦ-5. Пульсирующая струя из ротора по магистрали через штуцер 1 поступала в кольцевой коллектор 2, расположенный на задней торцевой стенке камеры. Затем через двенадцать отверстий 4 диаметром 0,0025 м, равномерно расположенных вокруг входного отверстия 5, пульсирующие струи воздуха вдувались в камеру сгорания 3.

Псевдожидкое топливо представляло собой металловоздушную смесь, в которой в качестве порошкообразного металлического горючего использовался алюминиево-магниевый сплав марки АМД-50, содержащий 50% Al и 50% Mg, а окислителем служил воздух с температурой 288 К. Псевдожидкое топливо в камеру сгорания подавалось через входное отверстие. Зажигание турбулентного потока металловоздушной смеси в камере сгорания осуществлялось с помощью электрической свечи поверхностного разряда 6.

Температура продуктов сгорания и наружная поверхность стенки камеры измерялись термопарами ИС-629 с рабочим диапазоном температур 573...2773 К и толщиной спая 0,2 мм. Термопары располагались по длине камеры в сечениях  $x/d_0 = 0,8; 1,5; 2,3; 3,3$  и  $4,3$  и при глубине погружения в камеру  $y/R_{к.с} = 0,25; 0,5; 0,75$  и  $1,0$ . На выходе из камеры ( $x/d_0 = 6,0$ ) устанавливали четыре термопары с указанной глубиной погружения. Погрешность измерения температуры составляла  $\sim 5\%$ . Значение каждой точки на графиках соответствует как минимум пяти измерениям.

Испытания без горения проводились на установках, конструкции и схемы которых подробно приведены в работе [2]. Поскольку аэродинамические характеристики струйных течений в каналах с внезапным расширением подробно исследованы в работах [14–16], а также в ряде других работ, здесь мы не будем приводить результаты наших исследований. Единственное, на чем бы хотелось остановиться, — это визуализация картины течения в камере сгорания при критическом вдуве в слой смешения за внезапным расширением дискретных струй воздуха.

По методике проведения испытаний дискретные пульсирующие струи воздуха вдувались с параметром спутности  $m = 0 \dots 6$ , который определялся отношением  $U_{стр}/U_0$ , где  $U_{стр}$  — скорость пульсирующих струй воздуха;  $U_0$  — скорость основного потока воздуха, поступающего в камеру через входное отверстие  $d_0$ . Число Струхала (Sh) возмущающего воздействия изменялось в диапазоне  $0,001 \dots 0,004$ , при уровнях воздействия  $0,8 \dots 3,1\%$  от входной скорости струи. Число Sh опреде-

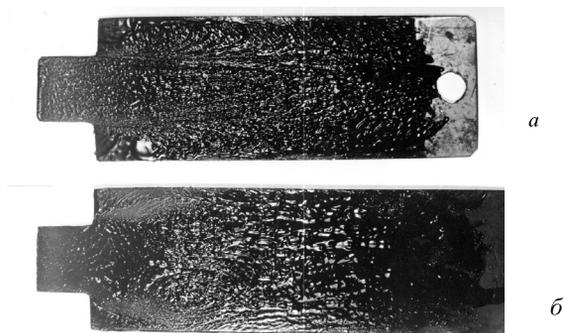
лялось отношением  $fd_{\text{отв}}/U_{\text{стр}}$ , где  $f$  — частота в Гц;  $d_{\text{отв}}$  — диаметр отверстий для пульсирующих струй воздуха.

На начальном этапе испытаний устанавливалась заданная скорость основного потока  $U_0$  и частота пульсирующих струй воздуха  $f$ , затем, уменьшая или увеличивая давление в коллекторе, меняли их скорость вдува ( $\lambda = 1$  или  $\lambda < 1$ ), тем самым варьируя параметр спутности  $m$ . Далее, при том же значении скорости основного воздуха на входе устанавливали другую частоту пульсирующих струй воздуха и также изменяли параметр  $m$ . Затем эксперимент продолжался при других значениях скорости воздуха на входе в камеру сгорания  $U_0$ , частоты вдува пульсирующих струй воздуха  $f$  и параметра спутности  $m$ .

Для визуализации течений изотермических, воздушных потоков в моделях прямоточных камер сгорания с внезапным расширением использовался метод масляной пленки, который подробно изложен в работе [17]. В испытаниях использовалась тонкая металлическая пластина ( $S = 1,0 \dots 1,5$  мм), покрытая смесью графитового порошка и трансформаторного масла и установленная по оси камеры сгорания. Этот метод визуализации позволял непосредственно наблюдать картину течения в динамике, используя прозрачную модель камеры сгорания, либо фотографировать квазистационарную картину течения, изъяс пластину из камеры. Увеличивая скорость подачи пульсирующих струй воздуха или меняя частоту при постоянной скорости вдува, можно было следить за динамикой развития картины течения в камере сгорания (трансформированием зоны рециркуляции за плоскостью внезапного расширения и возникновением приосевого рециркуляционного течения, влиянием частоты пульсирующих струй воздуха на размеры приосевой зоны рециркуляции и т.д.).

На рис. 2 показана квазистационарная картина течения в камере сгорания без вдува и со вдувом пульсирующих струй воздуха с частотой  $f = 150$  Гц. Как видно из рисунка, зона обратных токов за внезапным расширением в варианте с подачей пульсирующих струй воздуха практически отсутствует, а вместо нее появилось приосевое рециркуляционное течение.

В результате проведенных испытаний без горения было установлено, что приосевое рециркуляционное течение на оси камеры возникает только при критическом вдуве пульсирующих струй воздуха с  $m \leq 4,5$ . Полученные данные по визуализации течения в камере показали, что с изменением частоты пульсирующих струй от 0 до 150 Гц длина приосевой рециркуляционной зоны увеличивается с 60 до 95 мм, дальнейшее увеличение частоты до 400 Гц приводит к уменьшению ее длины до 65 мм.



**Рис. 2. Структура течения в модели камеры сгорания с внезапным расширением:**

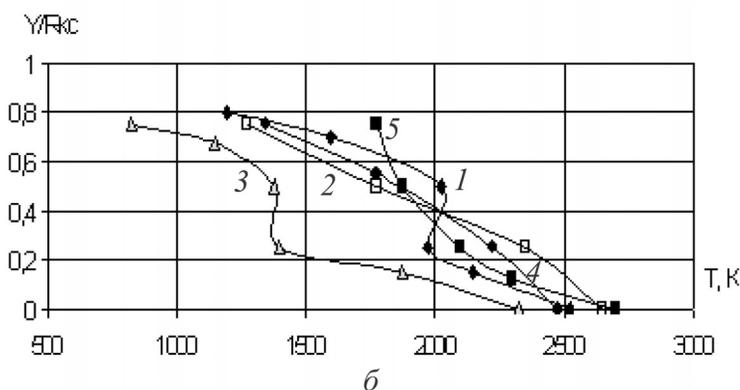
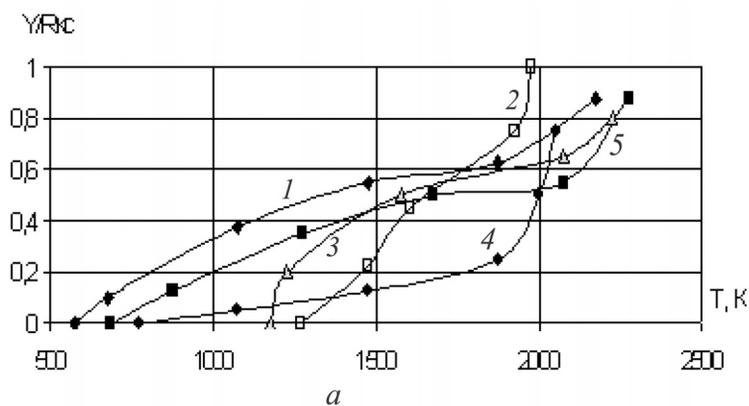
*а* — без вдува; *б* — при вдуве пульсирующих струй воздуха с  $f = 150$  Гц

Также было выявлено, что увеличение частоты, начиная с 200 Гц, приводит к уменьшению масштаба вихревой структуры потока. А как известно [11], интенсификация горения обогащенных горючим струй в камере сгорания и стабилизация фронта пламени могут быть обеспечены за счет управления мелкомасштабным турбулентным смешением в пограничном слое струи. Следовательно, изменяя частоту пульсирующих струй воздуха, можно управлять процессом смешения в пограничном слое металловоздушной струи. Для подтверждения данного предположения необходимо провести испытания с горением.

В испытаниях с горением исследовано влияние дискретных струй воздуха, вдуваемых в слой смешения за внезапным расширением, и частоты псевдотурбулентных пульсаций, накладываемых на них, на температуру горения и пределы стабилизации в потоке псевдожидкого топлива.

Известно, что средний температурный уровень в объеме горения вообще не дает правильного представления о закономерностях выгорания топлива. Локальные температурные условия в ряде случаев, например в зонах воспламенения, догорания топлива и других, являются определяющими. Поэтому измерения температуры в камере сгорания старались произвести наиболее полно.

В испытаниях по определению температурных полей в обоих случаях, как без вдува, так и со вдувом дискретных пульсирующих струй воздуха, состав металловоздушной смеси поддерживался одинаковым ( $\alpha = 0,37$ ). В результате проведенных испытаний были получены профили температур в поперечных сечениях камеры сгорания (рис. 3). Из рисунка видно, что в случае вдува пульсирующих струй воздуха в слой смешения за внезапным расширением процесс интенсифицируется и температура в камере повышается. Максимальные значения темпера-



**Рис. 3. Профили температур в камере сгорания с внезапным расширением:**  
 скорость потока на входе  $U_0 = 70$  м/с;  $\alpha = 0,37$ ; *a* — без вдува, *б* — со вдувом  
 пульсирующих струй воздуха с  $f = 150$  Гц; 1 —  $x/d_0 = 0,8$ ; 2 —  $x/d_0 = 1,5$ ; 3 —  
 $x/d_0 = 2,3$ ; 4 —  $x/d_0 = 3,3$ ; 5 —  $x/d_0 = 4,5$

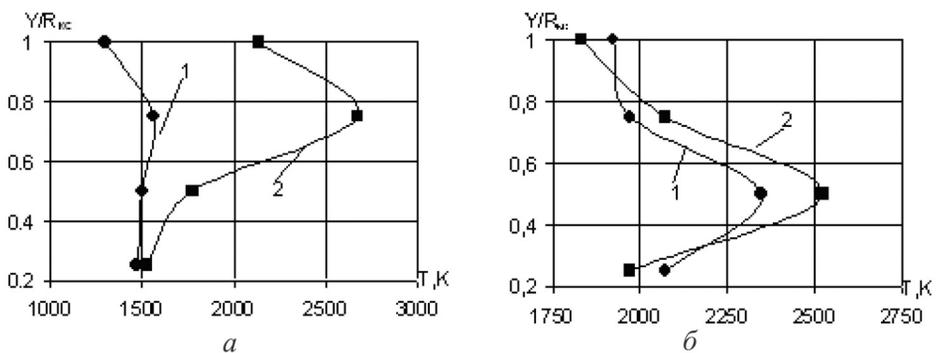
туры переместились от стенки камеры к оси, что является положительным эффектом с точки зрения уменьшения температурной нагрузки на стенки камеры сгорания. Вместе с тем, зона горения сдвинулась от среза камеры к плоскости внезапного расширения, о чем свидетельствовали результаты термометрирования наружной поверхности стенки камеры. Так, в варианте без вдува пульсирующих струй участок с максимальным значением температуры наружной поверхности стенки камеры  $T_{ст} = 650$  К располагался на расстоянии  $x/d_0 = 2,7 \dots 4,0$ , а в варианте с вдувом участок с  $T_{ст} = 850$  К был зафиксирован при  $x/d_0 = 1,5 \dots 3,0$ .

Известно, что удовлетворительное поле температур на выходе из камеры сгорания можно получить при правильном выборе числа и глубины проникновения струй воздуха, которые образуют локальные зоны перемешивания. Для определения влияния вдува стационарных струй

воздуха и частоты псевдотурбулентных пульсаций на профиль температур в выходном сечении камеры сгорания были проведены отдельные испытания. В данных испытаниях как без вдува, так и со вдувом пульсирующих струй воздуха значение коэффициента избытка воздуха поддерживалось одинаковым  $\alpha \approx 0,23$ . Результаты этих испытаний приведены на рис. 4, а, из которого видно, что профили температур отличаются друг от друга. В варианте со вдувом пульсирующих струй воздуха он “вытянут” в области вдува, а общий уровень температуры увеличился. Это связано с изменением гидродинамики течения в камере и интенсификацией процессов массо- и теплообмена в зоне горения, а следовательно, и с увеличением скорости горения аэровзвеси, поскольку в результате вдува дискретных пульсирующих струй воздуха в слой смешения за плоскостью внезапного расширения увеличилась поверхность горения.

Известно [5], что за счет выбора частоты можно либо усиливать, либо ослаблять интенсивность смешения в струях. Самым чувствительным участком струи является слой смешения вблизи кромки сопла при  $x/d = 0 \dots 0,5$ , именно здесь периодическое возбуждение генерирует вихри, которые, в конечном итоге, определяют ослабление или усиление интенсивности перемешивания в пределах начального участка.

Для определения влияния частоты псевдотурбулентных пульсаций на процесс горения были измерены профили температур в выходном сечении камеры при вдуве в слой смешения пульсирующих струй воздуха с различной частотой. На рис. 4, б показаны профили температур в выходном сечении камеры сгорания при вдуве пульсирующих струй воздуха с частотой 0 и 400 Гц при постоянном составе смеси  $\alpha = 0,4$ .



**Рис. 4. Влияние вдува пульсирующих струй воздуха и частоты  $f$  на температурное поле в выходном сечении камеры сгорания:**

скорость потока на входе  $U_0 = 65$  м/с; а — 1 — без вдува ( $\alpha = 0,23$ ); 2 — со вдувом  $f = 300$  Гц ( $\alpha = 0,23$ ); б — 1 —  $f = 0$  Гц ( $\alpha = 0,4$ ); 2 —  $f = 400$  Гц ( $\alpha = 0,4$ )

С увеличением частоты от 0 до 400 Гц профиль температур более “вытянут” в продольном направлении, где наблюдается увеличение максимального значения температуры. Этот факт объясняется тем, что с ростом частоты число  $Sh$  увеличивается с 0 до 0,26. Низкочастотные возмущения ( $Sh = 0,2 \dots 0,6$ ) модулируют исходные (естественные) высокочастотные возмущения в слое смешения вблизи выходного отверстия камеры, что, в конечном счете, приводит к более раннему образованию когерентных структур и их последующему более интенсивному, по сравнению с невозбужденным потоком, росту [5].

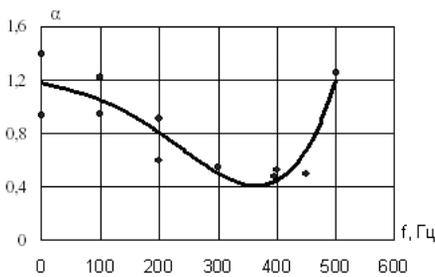
В дальнейших испытаниях на частотах 50, 150 и 500 Гц при одинаковом значении коэффициента избытка воздуха ( $\alpha = 0,35$ ) было получено, что увеличение частоты пульсирующих струй воздуха до 500 Гц ведет к снижению температуры и выравниванию профиля в выходном сечении камеры. Это обусловлено тем, что процесс теплоотвода от зоны горения начинает превалировать над процессом интенсификации горения в результате улучшения массообмена. Пламя “задувается”, акустические колебания выравнивают температурное поле в камере, вследствие чего ядро горения охлаждается, а теплоотдача на стенки камеры увеличивается.

Поскольку в настоящей работе, в отличие от работы [18], осуществлялся только критический подвод “вторичного” воздуха, можно утверждать, что выравнивание профиля температур при  $f = 500$  Гц по сравнению с профилем, полученным на частотах 50 и 150 Гц при одинаковом значении  $\alpha$ , обусловлено воздействием частоты нестационарных воздействий на процесс мелкомасштабного турбулентного смешения в пограничном слое струи. Следовательно, варьируя частотой вдува дискретных пульсирующих струй воздуха, можно управлять профилем температур на выходе из камеры, не меняя ее конструкции [19].

Известно [20, 21], что вдув стационарных струй воздуха в зону рециркуляции за стабилизатором пламени расширяет границы устойчивого горения по концентрационным пределам как газоздушных, так и бензовоздушных смесей.

В работе [22] исследовано влияние пульсирующей подачи воздуха на стабилизацию пламени газоздушной смеси за  $V$ -образными стабилизаторами. Было получено, что по сравнению со стационарным потоком в потоке газоздушной смеси с пульсирующей подачей воздуха скорость срыва возрастает.

Испытания по определению влияния частоты пульсирующих струй воздуха на устойчивость горения псевдожидкого топлива проводились



**Рис. 5. Влияние частоты пульсирующих струй воздуха на пределы стабилизации**

при следующих начальных условиях: скорость дополнительных периодических струй воздуха была постоянной —  $U_{стр} = 310$  м/с; общий расход дополнительного воздуха  $G_{стр} = 27$  г/с; скорость основного потока на входе в камеру  $U_0 = 60$  м/с; расход основного воздуха  $G_0 = 90$  г/с. При данных начальных условиях на определенной частоте пульсирующих струй воздуха и при произвольном расходе горючего проводилось воспламенение в потоке металловоздушной смеси. Затем при уменьшении подачи порошка АД-50 в камеру фиксировали срыв процесса горения, после чего по измеренному в момент срыва расходу горючего рассчитывали коэффициент  $\alpha$  металловоздушной смеси. Далее испытания проводили при тех же начальных условиях с разной частотой вдува. Частоту дискретных пульсирующих струй воздуха изменяли от 0 до 500 Гц.

Влияние частоты пульсирующих струй воздуха на устойчивость горения псевдожидкого топлива показано на рис. 5, где на оси абсцисс отложена частота  $f$ , а на оси ординат — значения  $\alpha$ , при которых происходил срыв пламени. Из рисунка видно, что с увеличением частоты  $\alpha$  уменьшается, достигая своего минимума при  $f = 250 \dots 450$  Гц, т.е. смещается в область “богатых” смесей, что означает ухудшение стабилизации пламени. При дальнейшем увеличении частоты до 500 Гц происходит увеличение  $\alpha$  и соответственно улучшение стабилизации. Ухудшение стабилизации при вдуве пульсирующих струй воздуха с  $f = 250 \dots 450$  Гц объясняется уменьшением длины приосевой рециркуляционной зоны, а следовательно, и уменьшением времени пребывания частиц алюминия в зоне рециркуляции, а также снижением температуры в зоне воспламенения, вызванного явлением резонанса — совпадением частоты вдува пульсирующих струй воздуха ( $f = 250 \dots 450$  Гц) с дискретной частотой больших когерентных структур, возникающих в каналах с внезапным расширением [8].

Резюмируя приведенные в данной работе результаты, можно сделать следующие выводы. 1. При помощи вдува дискретных струй воздуха в слой смешения за внезапным расширением канала можно изменить гидродинамику течения в камере и интенсифицировать процесс горения.

2. Варьируя частоту пульсаций, накладываемых на дискретные струи воздуха, подаваемые в зону течения за внезапным расширением, можно управлять устойчивостью процессов горения аэродисперсных систем.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алемасов В. Е., Дрегаллин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
2. Егоров А. Г. Стабилизация пламени псевдожидкого топлива в камере сгорания с внезапным расширением. Дис... канд. техн. наук. – Казань, 1993. – 150 с.
3. Ягодников Д. А. Организация процессов воспламенения и горения порошкообразных металлов в камерах сгорания реактивных двигательных установок. Дис... д-ра. техн. наук. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 236 с.
4. Малинин В. И., Коломин Е. И., Антипин Н. С. Организация воспламенения и горения металлических порошков в потоке активных газов // Тез. докл. Российской межвузовской и межотраслевой науч.-техн. конф. "Ракетно-космические двигательные установки". — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. – С. 29.
5. Власов Е. В. Гиневский А. С. Когерентные структуры в турбулентных струях и следах. // Итоги науки и техники. Сер. Механика жидкости и газа. – 1986. – Т. 20. – С. 3–84.
6. Hasan M. A. Z., Hussain A. K. M. A formula for resonance frequencies of whistler nozzle. // J. Acoust. Soc. Amer. 1979. 65. № 5. P. 1140–1142.
7. Козлов В. В. Возникновение и развитие возмущений в отрывных течениях. // Сб.: Мех. неоднородных систем. – Новосибирск, 1985. – С. 51–70.
8. El-Banhawy Y., Sivasegaram S., Whitelaw J. H. Premixed turbulent Combustion of a Sudden-expansions flow // Combustion and Flame, 1983. Т. 50. № 2. P. 153–165.
9. Parikh P. G., and Moffat P. S. Resonant Entrainment of a Confines Pulsed Jet. American society of Mechanical Engineers Transactions of ASME. 1982, 104, № 4. P. 482–488.
10. Schadow R. C., Gutmark E., Parr T. P., Parr D. M., Wilson K. J., Ferrel G. B. Enhancement of fine-scale mixing for fuel-rich plume combustion. // AIAA Pap, 1987, № 376. P. 1–6.
11. Scott J. N., Hankey W. L. Numerical Simulation of Excited Jet Mixing Layers. // AIAA Pap, 1987, № 16. P. 1–10.
12. Yu K., Lee S., Trouve A., Stewart H., Daily J. Vortex-nozzle interactions in ramjet combustors // AIAA Pap., 1987, № 1871. P. 1–199.
13. Schadow K., Wilson K., Parr D., Gutmark E. Mixing characteristics of a ducted, elliptical Jet with dump // AIAA Pap. 1986, № 1399. P. 7.
14. Алемасов В. Е., Глебов Г. А., Козлов А. П. Турбулентные струйные течения в каналах. – Казань: Казанский филиал АН СССР, 1988. – 172 с.
15. Hasan M. A. Z., Hussain A. K. M. The self-excited axisymmetric jet // J. Fluid Mech, 1982, V. 115. P. 59–89.
16. Hill W. G., Greene P. R. Increased turbulent jet mixing rates obtained by self-excited acoustic oscillations // Trans. ASME: J. Fluids Eng., 1977. V. 99. Ser. 1. № 3. P. 520–525.

17. Алемасов В. Е., Глебов Г. А., Козлов А. П. Термоанемометрические методы исследования отрывных течений. – Казань: Казанский филиал АН СССР, 1989. – 178 с.
18. Малинин В. И., Коломин Е. И., Антипин Н. С. Воспламенение и горение аэрозвеси алюминия в реакторе высокотемпературного синтеза порошкообразного оксида алюминия // Физика горения и взрыва. – 2002. – Т. 38. – № 5. – С. 41–51.
19. Мингазов Б. Г., Низамутдинов Р. М. Влияние конструктивных параметров на температурную неравномерность кольцевой камеры сгорания ГТД // Тезисы докладов IV Всероссийской науч.-техн. конф. “Процессы горения, теплообмена и экологии тепловых двигателей”. – Самара.: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2002. – С. 109–117.
20. Хама Д., Оцука Е. Стабилизация пламени с помощью стабилизатора с осесимметричной выемкой // Нихон кикай гакай ромбунсю. – 1979. – Т. В45. – № 399. – С. 1773–1777.
21. Токарев В. В., Шайкин А. П. О влиянии турбулентности на процесс стабилизации диффузионного пламени // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1974. – № 2. – С. 124–125.
22. Sri ramulu V. Effect of Pulsations on Flame Stabilization // Gas Warne International, 1977. Vol. 26. № 12. P. 600–602.

Статья поступила в редакцию 25.11.03



Александр Григорьевич Егоров родился в 1949 г., окончил в 1976 г. Тольяттинский политехнический институт. Канд. техн. наук, доцент кафедр “Начертательная геометрия и черчение” и “Тепловые двигатели” Тольяттинского государственного университета. Автор 20 научных работ.

A.G. Yegorov (b. 1949) graduated from the Togliatti Polytechnic Institute in 1976. Ph. D. (Eng.) assoc. professor of “Descriptive Geometry and Drawing” and “Thermal Engines” departments of the Togliatti State University. Author of 20 publications.

---

**В издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
в 2004 г. вышла в свет книга**

**Калугин В.Т.**

Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 648 с.: ил.

ISBN 5-7038-1968-7 (в пер.)

Изложены результаты исследований различных способов управления аэродинамическими характеристиками ракет, ракетных блоков и космических спускаемых аппаратов. Даны методы математического и физического моделирования процессов обтекания органов управления полетом. Систематизирован материал по аэродинамическим, струйным и газодинамическим органам управления, позволяющий создать расчетную базу для аэрогазодинамического проектирования управляющих и тормозных устройств летательных аппаратов.

Книга предназначена для студентов и аспирантов авиационных и ракетно-космических специальностей вузов и технических университетов. Может быть полезна инженерам и научным работникам, специализирующимся в области аэрогазодинамики и проектирования летательных аппаратов.

По вопросам приобретения обращаться по тел. 263-60-45;  
e-mail: [press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)