

УДК 621.431.75

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2013 А. Т. Анакин¹, Ю. И. Цыбизов²¹ОАО «Туполев», г. Самара²ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Рассмотрены вопросы оценки параметров пульсирующего детонационного двигателя (ПудД). Намечены пути дальнейших исследований.

Пульсирующий детонационный двигатель, камера, детонация, ударная волна, ГТД, форсажная камера, резонансная камера, термодинамический цикл.

В настоящее время авиадвигателестроение развивается в направлении улучшения его топливной эффективности, надёжности, экологической безопасности и освоения альтернативных видов топлив. Современный уровень развития газотурбинных двигателей (ГТД) позволил вплотную приблизиться к их предельным возможностям, которые теоретически допускает цикл $P=\text{const}$ (цикл Брайтона), т. е. обычный ГТД с традиционной организацией медленного горения, практически исчерпавший себя с точки зрения роста эффективности. Анализ долгосрочной стратегии дальнейшего развития показал, что к предельным возможностям создания высокоэффективной конструкции такого ГТД следует отнести:

- низкую скорость сгорания топливовоздушной смеси (ТВС), в результате чего не может быть реализован более выгодный термодинамический цикл при постоянном объёме ($V=\text{const}$);

- проблемы, связанные с межлопаточными каналами компрессора и турбины, размеры которых становятся сопоставимыми с радиальными зазорами, а толщины лопаток близки к толщинам лезвия бритвы;

- требуемые высокие температуры термодинамического цикла находятся на пределе прочностных свойств применяемых материалов.

Однако анализ термодинамического цикла перспективного двигателя на осно-

ве «укрощённой» пульсирующей детонации, представляющей собой мощную ударную волну и следующий за ней фронт химической реакции горения, где реализуется течение со сверхзвуковой скоростью, показывает потенциальные возможности по преодолению отмеченных предельных возможностей [1]. Увеличение почти на два порядка скорости детонационной волны по сравнению с обычными скоростями горения в камерах сгорания ГТД позволяет получать высокую плотность энергии, не достижимую в циклах при $P=\text{const}$. Такой процесс горения соответствует термодинамическому циклу при $V=\text{const}$ (цикл Гемфри).

Наряду с этим рассматривается сопутствующее явление – эжекторное усиление тяги, основанное на открытии № 314 (1986 г.) «Явление аномально высокого прироста тяги в газовом эжекторном процессе с пульсирующей активной струей» (Авторы: Кудрин О.И., Квасников А.В., Челомей В.Н.). Экспериментальные исследования, выполненные в ЦИАМ под руководством С.Ю. Крашенинникова, показали, что увеличение коэффициента эжекции от 20 до 300 % на частотах 200...700 Гц связано с генерацией и взаимодействием в слое смешения крупномасштабных кольцевых вихрей в результате наложения пульсаций на струю активного газа.

Таким образом, новым перспективным направлением развития авиационно-

го двигателестроения является разработка тягового устройства периодического действия с использованием детонационного горения в пульсирующем режиме, т.е. пульсирующего детонационного двигателя (ПудД). При этом ПудД отличается простотой конструкции и отсутствием подвижных деталей. Предполагается, что данный вид двигателя заменит ГТД, как ГТД в свое время пришел на смену поршневому двигателю. Пока же ПудД прорабатывается в качестве автономного усилителя тяги вместо форсажных камер ГТД или в качестве отдельных подъемных двигателей самолета. Испытания одного из вариантов ПудД в ОАО «КУЗНЕЦОВ» показали следующее:

- определены параметры ТВС, при которых происходит розжиг, что позволило отказаться от автономного источника зажигания;

- получены отдельные всплески детонационного сгорания с резким подъёмом тяги почти в 3 раза;

- однако в настоящих экспериментах не получена регулярность пульсаций в течение длительного времени.

К положительным моментам следует отнести низкий уровень измеренной эмиссии оксидов азота.

К ПудД проявляют интерес США, Израиль, Япония и Россия. Наибольшие результаты в направлении создания работающего ПудД достигнуты в США. Так, фирма Пратт-Уитни в 2003 г. опубликовала некоторые результаты испытаний демонстрационного образца; в отдельной трубе достигнута тяга 6 кН с частотой 80 Гц. Однако тонкости процесса детонационного горения и проблемы создания ПудД не публикуются.

Несмотря на многолетние и многочисленные исследования газодинамики импульсного детонационного горения, проводимые в промышленно развитых странах, до сих пор нет приемлемых представлений о физических механизмах явления, процессах начала и распространения детонации, факторах формирования сложной структуры детонационной волны

и т.д. К нерешённым научным и техническим проблемам следует отнести отсутствие обоснованности применения к детонационному процессу ПудД соотношений термодинамически равновесных процессов (время цикла около 40 мкс, что сравнимо с временами релаксации внутренних степеней свободы молекул, необходимых для установления термодинамического равновесия и протекания химических реакций).

Необходимо также выполнение фундаментальных исследований, направленных на получение данных:

- по кинетике неравновесных физико-химических процессов детонационного горения для различных видов топлива;

- по вопросам смешения при наличии быстротекущего процесса;

- по высокочастотной регулярности и управляемости процессами;

- для решения вопросов термостойкости реальной конструкции.

Отсутствие обоснованных рекомендаций для инженерной практики по созданию конструкции ПудД обуславливает необходимость дальнейших научно-технических исследований. Тем не менее на основании анализа имеющихся на сегодняшний день расчетно-экспериментальных исследований А.Т. Анакину удалось разработать представленную ниже инженерную методику расчёта ожидаемых характеристик ПудД и выполнить оценку условий, при которых ПудД может составить конкуренцию современному ГТД.

Особенности рабочего процесса детонационного горения в ПудД

Основной элемент ПудД – камера, где организуется регулярное детонационное пульсирующее сжигание топлива.

Основные четыре стадии цикла детонационного сжигания следующие.

1. Заполнение объёма камеры подготовленной «богатой» ТВС.

2. Инициирование и возбуждение регулярной детонации (в ТВС за короткий промежуток времени подаётся энергия,

необходимая для создания ударной волны, продолжительность которой должна быть более времени задержки воспламенения).

3. Выхлоп (образование отраженных волн разрежения).

4. Заполнение объема камеры свежей подготовленной ТВС.

Установлено, что для осуществления эффективного рабочего процесса детонации необходимо выполнение следующих условий, несоблюдение которых не позволит организовать устойчивую регулярную детонацию. Строгое поддержание состава ТВС, подаваемой в полость детонационной камеры (для керосино-воздушной смеси коэффициент избытка воздуха в пределах $0,2 < \alpha < 0,9$), а также необходимость предварительной газификации и нагрева топлива за счёт частичного сжигания его с воздухом.

За короткий промежуток времени требуется подавать такое критическое количество энергии, которое необходимо для образования ударной волны с давлением, равным давлению детонации, и с определённой длительностью действия. Продолжительность фазы ударной волны должна быть больше времени задержки воспламенения.

Для используемого топлива размеры детонационной камеры должны быть вполне определёнными (устанавливаются экспериментально).

Конструктивные мероприятия должны реализовать:

- предотвращать преждевременное воспламенение ТВС от горячих стенок камеры и неуправляемого самовоспламенения при смешении с остаточными продуктами сгорания;

- быстрое испарение и смешение жидкого топлива с воздухом;

- устойчивое возбуждение детонации на относительно коротком пути движения ТВС.

Замечено, что детонация может мгновенно возникнуть и также быстро пропасть при небольших изменениях отмеченных условий, что требует тщатель-

ной экспериментально-расчётной отработки рабочего процесса разработанной конструкции.

Расчётная оценка характеристик ПуДД

Пульсирующая детонация – качественно новое явление в науке и технике и для своего описания требует адекватно этому соответствующего расчётного метода. Проблематичным является применение методов квазистационарной газодинамики и термодинамики непрерывных течений к взрывным процессам детонации. В ЦАГИ [2] выполнены исследования детонационного горения водорода применительно к прямоточному пульсирующему ВРД. В экспериментах реализован нестационарный процесс горения, но параметры, соответствующие классической детонационной волне Чепмена-Жуге, за которой происходит изменение плотности потока, не были достигнуты. (По нашему мнению, ввиду быстротечности процесса в камере плотность не изменяется и сгорание происходит при постоянном объёме массового заряда.) Проведено численное моделирование на базе полной нестационарной системы уравнений Навье-Стокса для сжимаемого многокомпонентного газа с учётом конечной скорости химических реакций. Удалось воспроизвести полный рабочий цикл детонационной камеры, длительность которого равна 9 мкс. Время заполнения объёма камеры свежей смесью (время скважности процесса) и возникновения новой детонационной волны составляет около 70%. Сообщается, что течение в камере является неравновесным и неоднородным, а многие данные об особенностях процесса практически невозможно получить ни экспериментальным путём, ни при помощи упрощённых расчетов. Предлагается проведение совместных расчётных (детальное представление о динамике) и экспериментальных исследований в дальнейшем.

Однако очевидно, что на этапе предварительной разработки конструк-

ции, где требуются простые и наглядные оценки процесса, расчёт характеристик ПудД при заданной геометрии и известных входных газодинамических параметрах, нужен упрощённый инженерный метод. Его разработка – весьма актуальная задача для практики проектирования и последующей отработки рабочего процесса.

Динамика рабочего процесса ПудД определяется его цикличностью (время цикла t) и зависит от времени скважности, т.е. времени t_3 заполнения камеры горючей смесью, времени t_p протекания детонации и истечения продуктов сгорания.

Тогда

$$t = t_3 + t_p;$$

$$I = t_3/t + t_p/t.$$

Здесь $t_3/t = n$ – скважность процесса, т.е. относительная часть времени цикла, необходимая как для заполнения камеры горючей смесью, так и продувки от остаточных продуктов сгорания. Обозначим частоту пульсаций $\nu = I/t$.

Время заполнения камеры

$$t_3 = L_\kappa / a_{\kappa p1},$$

где L_κ – длина детонационной камеры, $a_{\kappa p1}$ – критическая скорость звука горючей смеси.

В свою очередь активная часть цикла t_p состоит из времени t_δ процесса детонации и времени t_u ($t_p = t_\delta + t_u$) истечения продуктов сгорания, для которой в предположении, что детонация возникает вблизи входа в камеру, справедливо:

$$t_p = t_\delta + t_u = L_\kappa / D + L_\kappa / a_{\kappa p2},$$

где D – скорость распространения волны детонации, $a_{\kappa p2}$ – скорость звука продуктов сгорания.

По аналогии для полного периода цикла можно записать

$$t = t_3 + t_p = L_\kappa (1/a_{\kappa p1} + 1/D + 1/a_{\kappa p2}).$$

При расчёте параметров детонации приняты следующие допущения.

Детонационный процесс происходит при неизменной плотности, так как процесс сгорания осуществляется в камере постоянного объёма с неизменным массовым зарядом горючей смеси. Согласно [3] детонация возможна, если фронт горения следует за интенсивной ударной волной, а чтобы возбудить детонацию, необходимо создать ударную волну, давление за фронтом которой равно давлению детонационного импульса. Повышение температуры смеси после прохождения ударной волны определяется соотношением [3]

$$\Delta T_2 / T_1 =$$

$$= [2(\kappa - 1)(M_1^2 - 1)(1 + \kappa M_1^2) / (\kappa + 1)^2 M_1^2].$$

При сгорании топлива в постоянном объёме всё выделяющееся тепло целиком переходит во внутреннюю энергию газа, находящегося в камере:

$$q_\kappa = m_\kappa C_v \Delta T_q,$$

где C_v – теплоёмкость при постоянном объёме; q_κ – количество тепла, выделяющегося при сгорании массы газа m_κ , ΔT_q – повышение температуры газа в камере в результате сгорания.

Если обозначить через Q количество тепла при сгорании 1 кг смеси, то

$$Q = H_u / (1 + \alpha L_0).$$

Здесь H_u – теплотворная способность топлива, α – коэффициент избытка воздуха, L_0 – стехиометрический коэффициент.

Тогда

$$q_\kappa = m_\kappa Q; \Delta T_q = q_\kappa / m_\kappa C_v.$$

Суммарное повышение температуры за счёт нагрева смеси ударной волной и тепла при сгорании смеси

$$T_\delta = T_2 + \Delta T_q.$$

При учёте диссоциации и рекомбинации эту температуру следует уменьшить \approx на 11°C . Давление в камере определяется из уравнения состояния для горючей смеси и газов по формуле

$$P_{\delta} = (P_1 R_2 T_{\delta}) / (R_1 T_1),$$

где P_1, R_1, T_1 – параметры горючей смеси; $P_{\delta}, T_{\delta}, R_2$ – параметры газа после детонации.

По полученным значениям давления и температуры можно определить скорость истечения продуктов сгорания за активный период части цикла, оценить импульсное значение тяги и удельный импульс. Принимая, что давление в камере изменяется по адиабате,

$$P(t) = c \rho^{\kappa}(t),$$

где $c = p_{\delta} / \rho_{\delta}^{\kappa}$ (p_{δ} – начальная плотность газа в камере).

В этом случае среднее значение давления в камере за время t_u истечения (с учётом того, что $\rho_{\kappa} V_{\kappa} = t_u G_u$ и G_u – среднее значение импульсного расхода газа за время истечения)

$$P_{cp} = \left(\int_0^{t_u} P(t) dt \right) / t_u = P_{\delta} / (\kappa + 1).$$

Среднее значение скорости

$$W_{cp} = (2\kappa R_2 T_{\delta} (1 - (P_u / P_{cp})^{(\kappa-1)/\kappa}) / (\kappa-1))^{0,5}.$$

Для известной величины импульсной тяги $R_{y\delta}$ (полученной, например, на баллистическом стенде) средняя величина удельной тяги

$$R_{y\delta cp} = v t_p R_{y\delta}.$$

Расчётное среднее значение тяги предлагается находить следующим образом.

Масса газа, содержащегося в детонационной камере объёмом V_{κ} , закрытой со стороны входа,

$$m_{\kappa} = \rho_{\kappa} V_{\kappa}. \quad (1)$$

Уравнение динамики для данной массы газа

$$d(m_{\kappa} W) = F dt = m_{\kappa} dW + W dm_{\kappa}. \quad (2)$$

В уравнении (2) действующую силу представим в виде суммы

$$F = F_1 + F_2,$$

где F_1 – динамическая составляющая силы тяги, возникающая вследствие ускорения газа в камере, и F_2 – сила, возникающая вследствие истечения газа из камеры, определяемая по скорости истечения.

В камере ПуДД последовательно осуществляются оба процесса. Порция газа сначала приобретает ускорение и разгоняется до постоянной скорости спутного потока за ударной волной, а затем происходит истечение этой порции газа до полного опорожнения камеры от газа за цикл. Масса движущегося за детонационной волной газа почти мгновенно приобретает скорость спутного потока, что обуславливает появление значительных сил и является дополнительным источником силы тяги. Этот вывод согласуется с теорией действия мгновенных или взрывных сил [4].

Уравнение (2) приводится к обыкновенному дифференциальному виду с разделяющимися переменными. За период одного пульсационного процесса принимает вид

$$F_{cp} t = m_{\kappa} W_{cp} + W_{cp} m_{\kappa}$$

или

$$F_{cp} = 2 (W_{cp} / t) G, \text{ где } G/t \text{ – расход газа.}$$

Анализ известных исследований и расчётная оценка по приведённой методике позволили определить предельные возможности ПуДД. В идеальном цикле работы ПуДД на керосине импульсное значение удельной тяги не превышает $446,4 \text{ кГс/кг}$. При скважности процесса

0,7...0,9 среднее за цикл значение удельной тяги находится в пределах 89...134 кГс/кг, что на 10...12% превосходит достигнутые параметры современных ТРДФ. Основным недостатком ПуДД обусловлен наличием большой скважности процесса пульсаций. Решение данной проблемы следует искать путём создания многомодульного (многотрубного) ПуДД. В такой конструкции составляющие детонационного цикла будут разделены по времени по различным модулям, как это выполнено в скорострельных пушках с несколькими вращающимися стволами, но стреляющими как бы одним стволом с частотой, пропорциональной числу стволов. В такой конструкции ПуДД газораспределение можно получить как вращением блока, так и с помощью золотникового вращающегося клапана.

Схемное решение данного предложения представлено в [5].

Известно, что дальность полёта летательного аппарата (ЛА) определяется формулой Бреге, согласно которой она определяется величиной комплекса $K=M/C_e$, где K – аэродинамическое качество ЛА, M – число Маха полёта, C_e – удельный расход топлива силовой установки ЛА. Для дозвукового ЛА большая дальность достигается за счет большой величины качества ($K=14...16$) и низкого C_e . Для сверхзвукового ЛА с ПуДД при сравнимых величинах C_e дальность зависит от произведения KM и при достигну-

тых значениях $K=5..7$ при числе Маха полёта более трёх превосходит дальность дозвукового ЛА.

Следовательно, ПуДД – это двигатель сверхзвуковой и гиперзвуковой авиации будущего.

Библиографический список

1. Нечаев, Ю.Н. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов // Междунар. науч. конф. «Двигатели ХХ1века»: тез. докладов. Ч.2. – М., 2000. – С. 90–91.
2. Хакимов, Р.А. Расчётное и экспериментальное исследование модельного детонационного пульсирующего ВРД [Текст] / Р.А. Хакимов, В.В. Власенко // Междунар. науч. конф. «Двигатели ХХ1века»: тез. докладов. Ч.2. – М., 2000. – С. 62–63.
3. Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1953. – 600 с.
4. Щелкин, К.И. Газодинамика горения [Текст] / К.И. Щелкин, Я.К. Трошин. – М.: Изд.-во АН СССР, 1963. – 254 с.
5. Цыбизов, Ю.И. Управляемый пульсирующий детонационный двигатель [Текст] / Ю.И. Цыбизов, Л.П. Шелудько // Вестн. СГАУ. – 2009. – № 3. – С. 83–88.

ESTIMATION OF PARAMETERS OF A PULSE DETONATION ENGINE (PDE)

© 2013 А. Т. Anakin, Yu. I. Tsybizov

«KUZNETSOV» plc, Samara

The article deals with the estimation of parameters of a pulse detonation engine. The aims and tasks of further research are determined.

Pulse detonation engine, chamber, detonation, shock wave, gas turbine engine, afterburner, resonant chamber, thermodynamic cycle.

Информация об авторах

Анакин Анатолий Тимофеевич, ведущий инженер ОАО «Туполев». Область научных интересов: аэродинамика, газодинамика.

Цыбизов Юрий Ильич, доктор технических наук, профессор, начальник отдела ОКБ ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: газодинамика, рабочий процесс в камерах сгорания ГТД.

Anakin Anatoly Timofeevich, leading engineer, «Tupolev» plc. Area of research: aerodynamics, gas dynamics.

Tsybisov Yury Pyich, doctor of technical science, professor, head of department, «Kuznetsov» plc. Area of research: gas dynamics, working process in gas turbine engine combustion chambers.