

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕСТНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д.А. Долматов, студент, А.И. Долматов, д-р техн. наук, профессор,

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина

В современных камерах сгорания авиационных реактивных двигателей и наземных газотурбинных установок сгорание топлива происходит при постоянном статическом давлении. Данный процесс хорошо изучен и постоянно подвергается анализу в целях дальнейшего усовершенствования конструкции камер сгорания и минимизации потерь полного давления в таковых. Однако следует отметить, что любые изменения в конструкции камер сгорания и, в частности жаровых труб, не могут существенно повлиять как на КПД процесса горения, так и на степень подогрева, зависящую главным образом от расхода топлива.

Для получения возможно большей тяги было бы весьма полезно спроектировать такую камеру сгорания, в которой происходило бы повышение полного и статического давлений, что позволило бы реализовать значительно больший перепад на реактивном сопле. Разумеется, в обыкновенных камерах сгорания это невозможно из-за отсутствия подвода механической работы к рабочему телу, а также из-за того, что любое повышение давления приведёт к возрастанию действующей на поток при входе в камеру сгорания силы противодействия и как следствие – к ограничению расхода воздуха. Для избежания перечисленных выше эффектов нами предлагается использовать в камерах сгорания синхронные местные детонации.

Как известно, в качестве авиационного топлива используются керосины – смесь алканов, или предельных углеводородов. Обычно сгорание алканов происходит с последовательным расщеплением цепи, атаки атомов или активизированных радикалов кислорода на радикал-углеводород и собственно окислением углерода и водорода, происходящим с выделением тепла, – горением. Данный процесс является довольно медленным и не вызывает повышения дав-

ления при условии достаточного реакционного объёма. Нами предлагается реализовать реакцию озонирования углеводородных радикалов и образующихся при горении промежуточных продуктов – непредельных углеводородов с последующей детонацией образующихся озонидов.

Озони́ды – крайне неустойчивые органические соединения надперекисного типа, образующиеся либо при мягком, либо при искровом озонировании всевозможных органических соединений, крайне неустойчивые и разлагающиеся со взрывом [1]. Мы предусматриваем следующую конструкцию камеры сгорания для реализации изложенных выше методов (рис. 1).

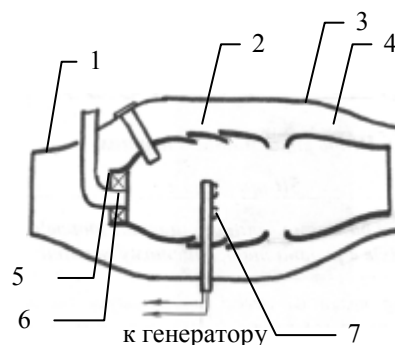


Рис. 1.

Поток воздуха поступает в камеру сгорания через диффузор 1, разделяясь на внутренний, идущий через жаровую трубу 2, и внешний, текущий в канале 4 между жаровой трубой и внешним корпусом 3. Собственно зажигание и возникновение горения топлива происходят в зоне А, инициируемые свечой зажигания 5; топливо поступает через форсунки 6. В зоне Б установлены специальные дополнительные разрядные пластины 7, на которые периодически подаётся высокое напряжение. Возникающий искровой разряд приводит к образованию озона, вступающего в реакцию с

топливом с образованием озонидов. Озониды детонируют, вызывая ударную волну и последующее повышение давления в потоке. Как видно из рисунка, пластины ориентированы таким образом, чтобы отражённая навстречу движению потока составляющая ударной волны воспринималась пластинами и не создавала дополнительного противодействия. Поскольку общая площадь детонационных поверхностей сравнительно невелика, то собственно процесс горения топлива остаётся равномерным. Периодичность подаваемого напряжения, т.е. прерывистость разрядов и детонаций обусловлена возникновением при микровзрывах «мёртвой зоны» - зоны в центре детонации с пониженным давлением и низким содержанием кислорода:

$$v_{tO_{2атм}} = \frac{0.21 \cdot V_t}{22.4}, \quad v_{O_{2реакц}} = v_{tO_{2атм}} - \Delta v_{tO_{2зоны}} \cdot A, \quad v_{tO_{2иниц}} = v_{tO_{2реакц}} \cdot \frac{L_{разряда} \cdot S_{головак}}{V_{к.с}}$$

$$j_{тока} = \frac{I_{пробоя} + 1.4 \cdot v_{tO_{2иниц}} \cdot N_A \cdot q_{e-}}{S_{головак}}$$

Здесь $v_{tO_{2атм}}$ - молярный расход кислорода через двигатель,

V_t - объёмный расход воздуха,

$v_{tO_{2реакц}}$ - молярный расход кислорода через зону Б,

$v_{tO_{2иниц}}$ - молярный расход кислорода, участвующего в реакции превращения в озон,

$L_{разряда}$ - длина искрового разряда,

$S_{головак}$ - площадь разрядных головок (или площадь поперечного сечения разряда),

$V_{к.с}$ - объём камеры сгорания,

Нужно отметить, что в отличие от теплового сжигания углеводородов озоном, детонация озонидов не приводит к резкому повышению температуры – основная энергия микровзрыва расходуется на скачкообразное повышение давления. Можно выделить следующие фазы описанного процесса (который, разумеется, является нестационарным):

1. Искровой разряд – образование озона (медленная стадия) $3O_2 \rightarrow 2O_3$,

здесь O_2 - молекулярный кислород,

O_3 - озон,

3 и 2 – стехиометрические коэффициенты;

$j_{тока}$ - потребная для реакции плотность тока разряда искры,

$I_{пробоя}$ - ток пробоя газовой смеси,

1.4 – коэффициент пропорциональности, характеризующий вероятность инициации/торможения процесса,

N_A - число Авогадро,

q_{e-} - заряд электрона, Кл. Исходя из приведенных соотношений, можно найти потребное напряжение на разрядниках.

Скорость реакции:

$$C_{O_{2реакц}} = v_{tO_{2реакц}} \cdot \rho_{газа} \frac{1}{G_{воздуха}}$$

$$V_{O_2 \rightarrow O_3} = \frac{dC_{O_2}}{dt} = k_1 \cdot C_{O_{2реакц}} \cdot (1.4 \cdot v_{tO_{2иниц}} \cdot N_A \cdot q_{e-})^{\frac{3}{2}}$$

$$T_{реакции} = \int_0^1 \frac{dC_{O_2}}{C_{O_{2реакц}} \cdot k_1 \cdot C_{O_{2реакц}} \cdot (1.4 \cdot C_{O_2} \cdot L_{разряда} \cdot S_{головак} \cdot N_A \cdot q_{e-})^{\frac{3}{2}}}$$

Здесь $C_{O_2\text{реакц}}$ - концентрация кислорода в смеси на момент возникновения разряда,

$\rho_{\text{газа}}$ - плотность газа,

$G_{\text{воздуха}}$ - массовый расход воздуха,

$V_{O_2 \rightarrow O_3}$ - скорость реакции превращения,

k_1 - константа скорости,

$$T_{\text{реакции2}} = \int_0^{\frac{C_{O_3}}{C_{O_2}}} \frac{dC_{O_3}}{k_2 \cdot C_{O_3} \cdot (1.4 \cdot C_{O_3} \cdot L_{\text{разряда}} \cdot S_{\text{головок}} \cdot N_A \cdot q_{e-})^{\frac{3}{2}}}$$

3. Детонация – быстрая стадия

Озониды $\rightarrow CO_2 + H_2O + E_{\text{взрыва}}$

$$\Delta p \approx \frac{0.5 \cdot E_{\text{взрыва}}}{F_K}$$

$$T_{\Sigma} = T_{\text{реакции1}} \cup T_{\text{реакции2}} - T_{\text{реакции1}} \cap T_{\text{реакции2}}$$

Здесь Δp - ожидаемое повышение давления,

T_{Σ} - период реакции,

F_K - площадь среза выхода камеры сгорания.

Приблизительное изменение давления на срезе выхода камеры сгорания показано на рис. 2.

Таким образом, нами предложена принципиально новая модель камеры сгорания и собственно процесса горения. По полученным теоретическим результатам, достигнуты следующие успехи:

1. Возможность повышения полного давления в камере сгорания на 8% без дестабилизации процесса горения и значительного усложнения конструкции

2. Описанная камера сгорания как нельзя лучше подходит к пульсирующим турбинам и тангенциаль-

C_{O_2} - текущая концентрация кислорода в зоне реакции,

$T_{\text{реакции1}}$ - время полного превращения кислорода в озон.

2. Образование озонидов – медленная стадия

Радикалы + $nO_3 \rightarrow$ Озониды

ной турбине [2], так как переменные во времени параметры потока на выходе из камеры сгорания соответствуют требованиям вышеперечисленных турбодетандеров

3. В результате увеличения давления перед турбиной возрастает возможный перепад давлений на сопле, что приводит к значительному увеличению реактивной тяги

В дальнейшем авторами предполагается провести моделирование процесса образования озонидов и последующей детонации, разработка математического аппарата для расчёта камер сгорания предложенного типа, а также выяснение пределов повышения давления без возможных неустойчивых режимов горения.

Литература

1. Неницеску К.Д. Органическая химия.- В 2-х т.- М.: Изд-во иностр. лит-ры, 1962.- 220 с.
2. А. с. 1241781 СССР. Газовая турбина / Г.П. Дикий. Заявка № 3623164, 1986.

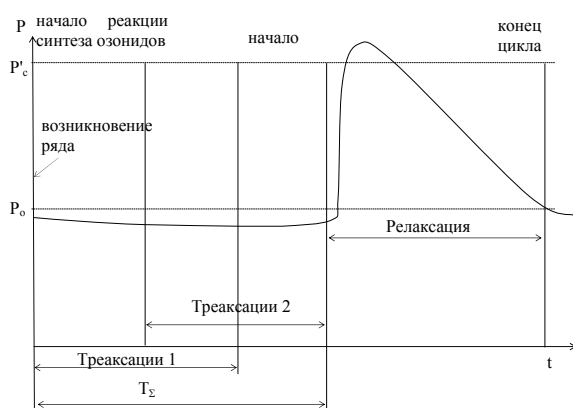


Рис. 2.

Поступила в редакцию 05.07.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент А.М. Грушенко, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук, доцент В.Е. Костюк, Харьковский институт летчиков, г. Харьков.