

ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК: 621.43

© В.Н. ФРОЛОВ, И.В. ГАРАНИН, 2009

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РАСЧЕТУ ТЯГИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА

Владимир Николаевич ФРОЛОВ родился в 1981 г. в селе Курнино Ковылкинского района Мордовской АССР. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области математического моделирования, конструирования и проектирования реактивных двигателей. Автор одной научной работы. E-mail: 28474@mail.ru

Vladimir N. FROLOV, was born in 1981, in the Mordovian Autonomous Republic. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in mathematical modeling, design and development of jet engines. He has published 1 technical paper. E-mail: 28474@mail.ru

Игорь Васильевич ГАРАНИН родился в 1957 г. в городе Москве. Профессор МАИ. Доктор технических наук, доцент. Основные научные интересы — в области системного анализа, надежности, диагностики, конструирования и проектирования реактивных двигателей. Автор более 70 научных работ. E-mail: garanin-nio203@yandex.ru

Igor V. GARANIN, D.Sci., was born in 1957, in Moscow. He is a Professor at the MAI. His major research interests are in system analysis, reliability, diagnostics, design and development of jet engines. He has published over 70 technical papers. E-mail: garanin-nio203@yandex.ru

Представлена инженерная методика расчета тяги камеры сгорания пульсирующего детонационного двигателя, позволяющая существенно уменьшить вычислительные и временные затраты. Применяется одномерная классическая теория для расчета распространения детонационной волны в камере сгорания и конечно-элементная модель, использующая уравнения Эйлера, для расчета нестационарного истечения продуктов сгорания и заполнения топливной смесью камеры. Приведен пример расчета.

An engineering technique is suggested to calculate a combustion chamber thrust values for pulse-jet detonating engines. This technique allows us to reduce significantly computation costs and time needed to solve the problem. The one-dimensional classical theory is used to compute a propagation of detonation wave in the chamber. A finite-element model based on the Euler equations is used also to compute non-steady flow of combustion products as well as to calculate filling of the chamber with a fuel mixture. A demonstration example is presented for the technique.

Ключевые слова: детонационный двигатель, детонация, камера сгорания, тяга.

Key words: etonating engine, detonation, combustion chamber, thrust.

В настоящее время применяющиеся двигательные установки летательных аппаратов, использующие дефлаграционное сжигание топлива при постоянном давлении и постоянном объеме, подходят к пределу своих возможностей. Этим обусловлена необходимость поиска альтернативных решений,

одним из которых является детонационное сжигание топлива, имеющее высокий термодинамический коэффициент полезного действия цикла [1]. Для решения задачи формирования облика таких двигателей требуется оценить тягу различных схем камеры сгорания.

Область применения двигателей с детонационным сжиганием топлива, вследствие простоты их конструкции по сравнению с ВРД и ЖРД, может быть достаточно широкой. Прежде всего они могут применяться в качестве ускорителей, вспомогательных двигателей в космосе и двигателей, работающих под водой.

Одна из задач работы — определение потенциальных возможностей по тяге и удельным параметрам, а также целесообразной области применения таких двигателей. Для этого необходимо моделирование процессов, происходящих в камере сгорания. Непосредственное моделирование процесса детонационного горения топлива представляет собой довольно сложную задачу, так как, наряду с учетом химической кинетики, которая для таких топливных пар, как керосин с воздухом, насчитывает более тысячи реакций, распространение детонационной волны является непростой газодинамической задачей, вследствие сильной нестационарности протекающего процесса. Поэтому для проведения инженерных расчетов по оценке тяги камеры сгорания детонационного двигателя, использующего детонационное сжигание топлива, целесообразно использовать упрощенную математическую модель.

При разработке такой упрощенной математической модели процессы, происходящие в камере сгорания, были разделены на следующие три составляющие: распространение детонационной волны в камере сгорания, истечение продуктов сгорания из камеры сгорания и заполнение камеры новой порцией топливной смеси. При решении задачи формирования облика двигателя на первом этапе рассчитывается процесс распространения детонационной волны в камере сгорания от ее инициирования в некоторый нулевой момент времени до прихода ее в некоторое конечное сечение камеры сгорания. Результаты расчета параметров, полученные на первом этапе расчета, являются исходными для последующего, второго этапа. На втором этапе рассчитывается нестационарный процесс истечения продуктов сгорания из камеры сгорания с помощью одной из известных программ газодинамического расчета, позволяющей моделировать течение с ударными волнами. Расчет истечения продуктов сгорания из камеры проводится до момента времени, соответствующего началу заполнения камеры сгорания новой рабочей смесью. На третьем этапе

производится расчет нестационарного процесса заполнения камеры сгорания следующей порцией топливной смеси на основе все той же программы газодинамического расчета.

При создании математической модели для расчета распространения детонационной волны считалось, что в камере сгорания детонация соответствует идеальной детонации Чепмена—Жуге, значения температуры и давления топливной смеси каждого цикла постоянны во всем объеме камеры сгорания. Для параметров детонационной волны использовалась одномерная модель детонации, так как эта модель обладает следующими преимуществами:

1) она позволяет с достаточной для инженерного расчета точностью определить параметры детонационной волны;

2) структура волны, которую можно получить при помощи более сложных моделей, в данном случае не имеет существенного значения, так как основные параметры детонационной волны, такие, как скорость фронта, давление во фронте, температура, с большой точностью совпадают с параметрами, полученными с помощью классической одномерной теории;

3) затраты на создание модели и на вычислительные ресурсы, а также количество времени, необходимое на получение результатов по моделям, использующим кинетику химических реакций, несоизмеримы с затратами на уточнение результатов расчета.

Собственно расчет параметров распространения детонационной волны сводится к реализации следующего алгоритма:

1. Рассчитывается теплота сгорания 1 кг топлива, объем камеры сгорания и масса топлива в камере сгорания.

2. Задается начальное приближение температуры сгорания и на ее основе находятся значения γ и C_v для продуктов сгорания.

3. Далее уточняется температура продуктов сгорания по формуле:

$$T_2 = \frac{2 \cdot \gamma_2 \cdot q_{\text{тор}}}{(\gamma_2 + 1) \cdot C_{v2}}, \quad (1)$$

и расчет возвращается к предыдущему пункту до тех пор, пока изменениями T_2 , γ и C_v можно будет пренебречь.

4. Рассчитывается скорость детонационной волны

$$D = \sqrt{2 \cdot (\gamma_2^2 - 1) \cdot q_{\text{тор}}}. \quad (2)$$

5. Рассчитывается скорость звука и скорость газа за детонационной волной по формулам:

$$c = \sqrt{\gamma_2 R_2 T_2}; \quad (3)$$

$$U = D - c. \quad (4)$$

6. Так как за детонационной волной давление практически не меняется по длине камеры сгорания [2], а масса продуктов сгорания в камере, как и объем камеры, остаются постоянными до достижения детонационной волной выходного сечения камеры сгорания, то давление продуктов сгорания можно рассчитать по уравнению состояния для идеального газа:

$$p \cdot V = m \cdot R \cdot T. \quad (5)$$

Здесь γ — показатель адиабаты; C_v — удельная теплоемкость при постоянном объеме; q_{top} — удельная теплота сгорания топлива; R — газовая постоянная; p — давление; V — объем; m — масса, индекс 2 соответствует параметрам продуктов сгорания, индекс 1 — параметрам исходной топливной смеси.

При расчете использовались упрощенные выражения для сильных детонационных волн, когда выделяющаяся теплота реакции велика по сравнению с внутренней тепловой энергией исходного газа, т. е. $q \gg C_{v1} \cdot T_1$ [3]. Тяга камеры сгорания на первом этапе расчета находится как равнодействующая сил давления продуктов сгорания, действующих на внутренние поверхности камеры. Время прохождения детонационной волной камеры сгорания определялось как

$$t = L / D, \quad (6)$$

где L — длина камеры сгорания.

Для оценки тяги камеры сгорания на стадии процесса истечения продуктов сгорания из камеры была создана конечно-элементная модель камеры сгорания для моделирования нестационарного истечения продуктов сгорания в невязкой постановке. При создании конечно-элементной модели учитывалось, что для нестационарной задачи уменьшение ячейки конечно-элементной модели уменьшает шаг по времени и, следовательно, увеличивает время расчета. В качестве начального поля параметров продуктов сгорания для расчета задавалось распределение параметров, полученное на предыдущем этапе расчета распространения детонационной волны. Выходными параметрами расчета здесь являются поля распределений температуры, давления и скорости по времени, а также изменение тяги по времени. Время окончания расчета определялось по падению тяги до нулевого значения или до неко-

торого минимального в зависимости от решаемой задачи.

На третьем этапе расчета для моделирования процесса заполнения камеры сгорания порцией рабочей смеси в качестве начального использовалось поле газодинамических параметров, которое было получено при расчете процесса истечения продуктов сгорания из камеры. При этом были изменены граничные условия на поверхностях камеры сгорания, для того чтобы смоделировать отверстия в камере, через которые происходит ее заполнение новой порцией топливной смеси. Данный расчетный этап позволяет рассчитать время, необходимое для заполнения камеры сгорания топливной смесью при заданном давлении подачи, и оценить влияние этого процесса на тягу камеры сгорания. После расчета заполнения камеры сгорания для увеличения точности расчета тяги можно повторить расчет для еще нескольких циклов, уточняя начальное поле параметров продуктов сгорания в камере перед расчетом истечения и тем самым уточняя начальное поле параметров газа вне камеры сгорания.

Оценка средней тяги для камеры сгорания пульсирующего детонационного двигателя проводилась с помощью нахождения площади под кривой зависимости тяги от времени, отнесенной к длительности цикла, и находилась по следующему выражению:

$$R_{cp} = \left(\sum_{i=1...n} \int_t P_i \cdot S_i \cdot dt \right) / t_{ц}, \quad (7)$$

где P_i — распределение давления для i -го этапа; S — площадь, на которую действует давление; t — время; $t_{ц}$ — длительность цикла. Кроме трех составляющих тяги для расчетных этапов, в выражении необходимо учесть произведение тяги на время от действия внешних сил давления на камеру сгорания.

В качестве примера была рассчитана тяга камеры сгорания созданной в МАИ экспериментальной установки, на которой в 2005 г. была получена частота пульсаций равная 108 Гц. Камера сгорания представляла собой трубу длиной 1 м и внутренним диаметром 0,025 м. Расчет проводился для топливной смеси керосин—воздух со стехиометрическим отношением, равным 1, начальным давлением топливной смеси 101325 Па и ее начальной температурой 288,15 К. В предположении, что камера сгорания обладает осевой симметрией, была построена сетка для двумерного осесимметричного случая, элементами которой являются четырехугольники,

что существенно уменьшает время расчета и вычислительные ресурсы вследствие значительного сокращения количества элементов.

После расчета детонационной волны были получены следующие данные: $D = 1684$ м/с, $U = 688$ м/с, $p = 969094$ Па, $T = 2756$ К, которые были использованы для задания начального поля параметров продуктов сгорания. Процесс истечения продуктов сгорания рассчитывался по схеме Годунова с помощью программы газодинамического расчета «Собга», созданной в ЦИАМ им. П. И. Баранова. Длительность истечения продуктов сгорания составила 0,003 с. При рассматриваемых условиях на-

чальное давление в камере сгорания принималось равным давлению окружающей среды, при этом считалось, что заполнение происходит при небольшом превышении давления, поэтому в данном случае при расчете тяги процессом заполнения камеры новой порцией топливной смеси можно пренебречь.

На рис. 1 представлено поле чисел Маха на выходе из камеры сгорания в момент времени, равный 0,0015 с. Импульс, создаваемый камерой сгорания, находится как площадь под кривой зависимости тяги по времени: для первого этапа расчета — 0,282 Н·с, для второго этапа расчета — 0,616 Н·с,

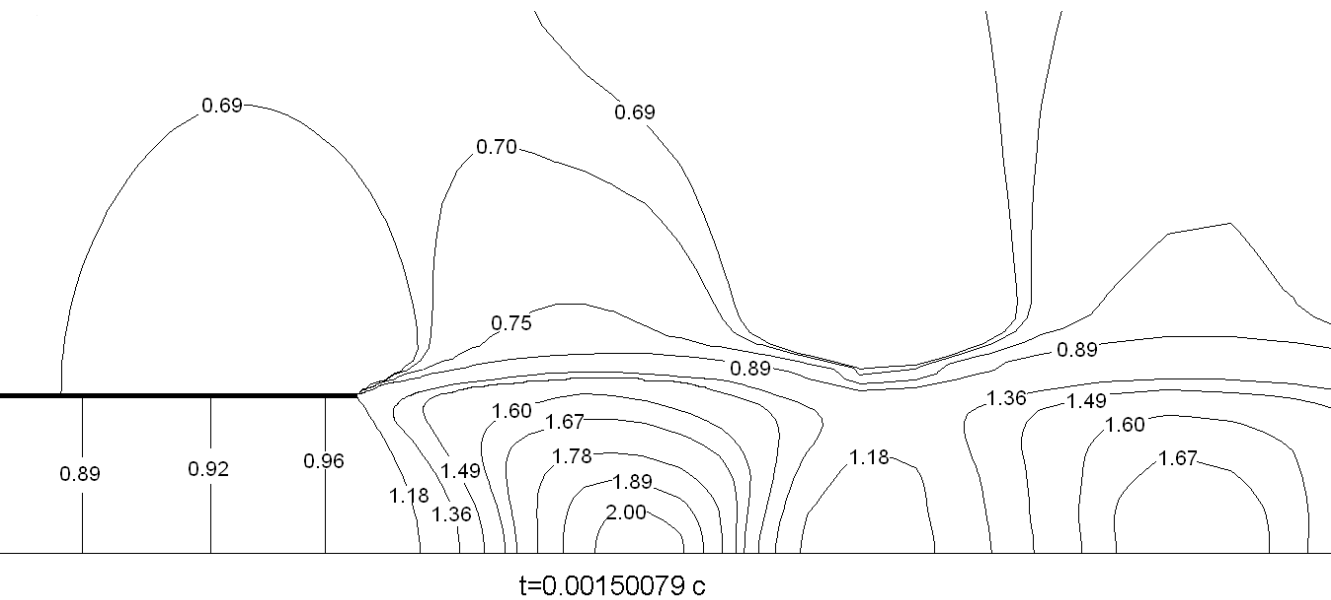


Рис. 1. Поле числа Маха на выходе из камеры сгорания

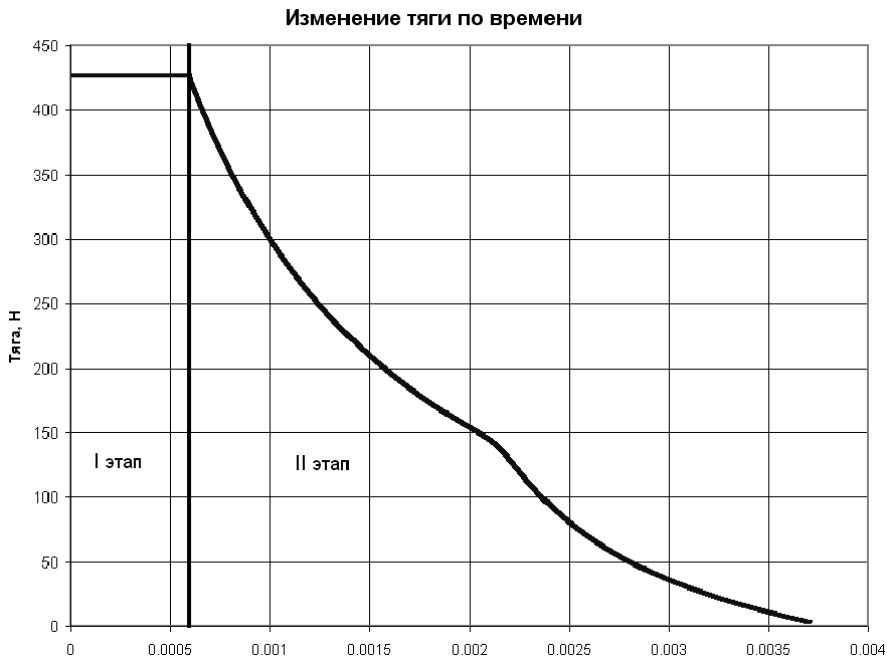


Рис. 2. График изменения тяги камеры сгорания по времени для одиночного цикла

для оценки действия внешних сил давления — 0,187 Н·с.

На рис. 2 представлен график изменения тяги камеры сгорания по времени с момента времени, соответствующего инициированию детонационной волны в камере сгорания, до момента времени, соответствующего началу процесса заполнения камеры новой порцией топливной смеси. Оценка осредненной тяги камеры сгорания при частоте пульсаций 100 Гц составила 71,1 Н.

Выводы

1. Проведена расчетная оценка нижней границы потребной частоты пульсаций камеры сгорания для организации рабочего процесса в ПДД, определяемая временем распространения детонационной волны и временем заполнения камеры сгорания новой порцией топливной смеси, согласующаяся с полученными экспериментальными данными.

2. Показано, что увеличение уровня потребной тяги камеры сгорания ПДД возможно реализовывать за счет увеличения частоты пульсаций, за счет увеличения начального давления подачи, а также за счет увеличения числа одиночных камер сгорания.

Библиографический список

1. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С.М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. — 592 с.

2. Гаранин И. В., Соловьев В. О., Суслов Ю. В., Черкашин В. А. Исследование повышения эффективности детонационных энергосиловых установок работающих на газообразных топливах // Сб. научных докладов IV международного совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте. 2004. С. 357—380.

3. Ландау Л. Д., Лившиц Е. М. Теоретическая физика. Т. 6. Гидродинамика. — М.: Наука, 1986.

Московский авиационный институт

Статья поступила в редакцию 11.03.2009