

УДК 629.76

СОПРЯЖЕННАЯ ЗАДАЧА МОДЕЛИРОВАНИЯ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РДТТ

Ю. М. Милёхин, А. Н. Ключников, В. С. Попов, В. П. Мельников

Федеральный центр двойных технологий «Союз», 140090 Дзержинский, Fcddt@monnet.ru

Создан программный комплекс для сопряженной задачи моделирования внутрикамерных процессов функционирования скрепленного с корпусом осесимметричного заряда твердого топлива, позволяющий прогнозировать внутриваллистические, прочностные и газодинамические характеристики ракетного двигателя в течение полного времени его работы. Проведенными исследованиями расчетных и экспериментальных внутриваллистических характеристик удалось продемонстрировать качественно новые возможности расчетного метода для прогнозирования и исследовать ряд интересных закономерностей внутренней баллистики ракетного двигателя на твердом топливе. Обосновано снижение или исключение согласующих коэффициентов в законе скорости горения топлива при прогнозировании, уменьшение разбросов и сокращение количества испытаний двигателей, необходимых для отработки характеристик, а также показано, что режим газодинамически устойчивой работы двигателя определяется модулем упругости топлива.

Ключевые слова: сопряженная задача «газодинамика — деформирование — горение — геометрия», согласующие коэффициенты, закон скорости горения, горячая поверхность заряда, разброс давления в двигателе, деформативность корпуса, модуль упругости топлива.

ВВЕДЕНИЕ

Важное место на этапах проектирования и отработки крупногабаритных зарядов маршевых двигательных установок занимают расчетно-теоретические исследования различных физических процессов, протекающих при функционировании двигателя. К настоящему времени применительно к отдельным исследуемым процессам (внутренняя баллистика, газодинамика, прочность и др.) разработан достаточно мощный математический аппарат и на его основе созданы современные пакеты прикладных программ. Тем не менее на практике довольно часто встречаются ситуации, когда экспериментальные данные заметно отличаются от прогнозируемых параметров. Попытки уточнить прогнозируемые характеристики за счет увеличения мерности решаемых задач, применения численных схем более высокого порядка, уменьшения шагов интегрирования и т. д. не всегда дают желаемый результат. В этих случаях к положительному результату приводит, как правило, учет взаимного влияния процессов различной физической природы.

1. АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ СОПРЯЖЕННОЙ ЗАДАЧИ

При моделировании взаимосвязанных про-

цессов, происходящих в двигательной установке, полную систему уравнений, описывающую как сами процессы, так и их взаимосвязи, можно условно разделить на четыре группы уравнений:

- газодинамики;
- напряженно-деформированного состояния конструкции;
- скорости горения;
- геометрических характеристик выгорающего заряда.

Рассматриваемая задача относится к классу сопряженных задач, поскольку исходные уравнения содержат неизвестные величины, входящие одновременно в различные группы, описывающие соответствующие физические процессы. Полная система уравнений и алгоритм решения сопряженной задачи изложены авторами в справочнике [1].

Структура системы уравнений такова, что, сгруппировав их по физическим процессам, можно построить достаточно эффективные вычислительные алгоритмы. Такой путь представляется наиболее естественным, поскольку для отдельных групп уравнений, если рассматривать их как самостоятельные задачи, можно применять хорошо разработанные методы решения. Например, для решения уравнений газовой динамики может слу-

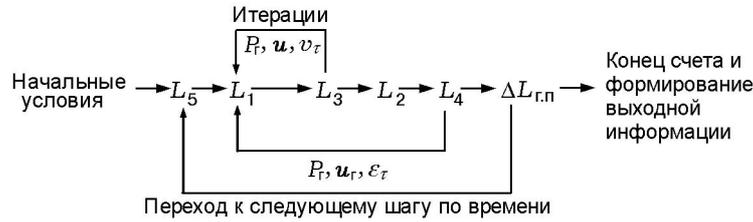


Рис. 1. Схема решения сопряженной задачи

жить метод конечных объемов, для определения напряженно-деформированного состояния заряда — метод конечных элементов.

В связи с этим представим решение по отдельным группам уравнений в виде некоторых обобщенных операторов L_i . При этом искомые функции, входящие в другие группы уравнений, целесообразно представить в явном виде.

В этом случае решение уравнений газовой динамики запишем в виде

$$\begin{cases} P_{\Gamma}(\mathbf{x}, t) \\ v_{\tau}(\mathbf{x}, t) \end{cases} = L_1[\mathbf{u}_{\Gamma}(\mathbf{x}, t); \mathbf{u}(\mathbf{x}, t); \Gamma_{\Gamma.п}(\mathbf{x}, t); \mathbf{F}_1(\mathbf{x}, t)]. \quad (1)$$

Здесь $P_{\Gamma}(\mathbf{x}, t)$ — давление на горячей поверхности; $v_{\tau}(\mathbf{x}, t)$ — скорость потока, обтекающего горящую поверхность; $\mathbf{u}_{\Gamma}(\mathbf{x}, t)$ — вектор перемещений горячей поверхности за счет действия газодинамических нагрузок; $\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ — вектор перемещений горячей поверхности за счет скорости горения заряда; $\Gamma_{\Gamma.п}(\mathbf{x}, t)$ — соотношения, описывающие положение горячей поверхности в момент времени t ; $\mathbf{F}_1(\mathbf{x}, t)$ — вектор-функция, включающая в себя параметры и функции, входящие в систему уравнений.

Решение задачи теории вязкоупругости можно представить следующим образом:

$$\begin{cases} \mathbf{u}_{\Gamma}(\mathbf{x}, t) \\ \varepsilon_{\tau}(\mathbf{x}, t) \end{cases} = L_2[P_{\Gamma}(\mathbf{x}, t); \Gamma_{\Gamma.п}(\mathbf{x}, t); \mathbf{F}_2(\mathbf{x}, t)]. \quad (2)$$

Здесь $\varepsilon_{\tau}(\mathbf{x}, t)$ — максимальная главная деформация горячей поверхности; $\mathbf{F}_2(\mathbf{x}, t)$ — вектор-функция, включающая параметры и функции, входящие в уравнения напряженно-деформированного состояния заряда.

В случае использования эмпирических зависимостей, связывающих скорость горения \mathbf{u} с давлением P_{Γ} , деформацией ε_{τ} и скоростью

потока v_{τ} , аналогом уравнений (1), (2) будет оператор

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = L_3[P_{\Gamma}(\mathbf{x}, t); \varepsilon_{\tau}(\mathbf{x}, t); v_{\tau}(\mathbf{x}, t); \mathbf{F}_3(\mathbf{x}, t)], \quad (3)$$

где $\mathbf{F}_3(\mathbf{x}, t)$ — вектор-функция, в которую могут входить соотношения для определения стационарной и нестационарной скорости горения заряда. В рассматриваемом варианте задачи для стационарной скорости реализованы эмпирические зависимости, а эффект нестационарности скорости горения в рамках квазистационарной постановки сопряженной задачи не учитывали.

Изменение контура горячей поверхности $\Gamma_{\Gamma.п}(\mathbf{x}, t)$ представим в виде суперпозиции смещений ее точек за счет деформирования заряда от газодинамических нагрузок \mathbf{u}_{Γ} и его выгорания с локальной скоростью \mathbf{u} :

$$\Delta\Gamma_{\Gamma.п}(\mathbf{x}, t) = L_4[\mathbf{u}_{\Gamma}(\mathbf{x}, t)] + L_5[\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)]. \quad (4)$$

В соотношениях (1)–(4) \mathbf{x} — вектор координат точек на горячей поверхности в момент времени t (его размерность зависит от размерности решаемой задачи).

С учетом введенных обозначений алгоритм решения сопряженной задачи можно представить в виде схемы пошагового интегрирования по времени в сочетании с итерационными процессами (рис. 1). Предложенная схема решения не является единственной, но ее преимущество заключается в том, что она с наименьшими затратами использует богатый опыт, накопленный при решении самостоятельных задач, входящих в сопряженную задачу в виде отдельных блоков.

При программной реализации приведенного алгоритма применительно к зарядам осесимметричной формы был использован ряд

физически оправданных допущений, позволивших рационально объединить разностные сетки расчетных областей «газодинамики», «деформирования корпуса и заряда» и «геометрического расчета горячей поверхности» в процессе выгорания заряда. В результате удалось выполнить расчеты комплекса рабочих параметров функционирования двигателя в течение всего времени работы на персональных компьютерах средней мощности за приемлемое для практического использования время счета ($20 \div 30$ мин). Этот факт является решающим для эффективного использования предложенного подхода на начальных этапах проектирования крупногабаритных зарядов маршевых двигательных установок.

Следует заметить, что в настоящее время существует незначительное количество программных реализаций сопряженных задач внутренней баллистики РДТТ. При этом все они являются упрощенными и позволяют либо находить более точное, с учетом деформированного состояния заряда, начальное равновесное давление и приближенное, без учета изменения деформаций, последующее давление при выгорании заряда, либо рассчитывать приближенно с учетом формоизменения всю кривую давления, привлекая аппроксимационные зависимости для деформаций, получаемых предварительно для данного заряда [2].

Зарубежные программные комплексы для проведения подобных расчетов требуют применения многопроцессорных компьютеров и достаточно большого времени расчета и позволяют получать результаты, относящиеся только к начальному времени работы двигательной установки [3, 4].

2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА ПРОГРАММНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМА РЕШЕНИЯ СОПРЯЖЕННОЙ ЗАДАЧИ

Возможности разработанной сопряженной задачи ниже проиллюстрированы на примере сопоставления опытных и расчетных зависи-



Рис. 2. Схема заряда модельного двигателя

мостей давления от времени и анализа внутрибаллистических характеристик модельного двигателя с зарядом осесимметричной формы (рис. 2). При изготовлении двигателя целевым образом определяли исходную конструкторскую и технологическую информацию по корпусу и заряду, необходимую для проведения расчетов. При задании исходных данных использовали геометрические характеристики корпуса двигателя; данные по перемещениям корпуса при его нагружении давлением; координаты горящего контура заряда; данные по скорости горения топлива в установке постоянного давления (УПД); термодинамические характеристики топлива.

Сравнение расчетной и опытной зависимостей $P(t)$ (рис. 3) показывает, что при использовании в качестве исходных данных для сопряженной задачи фактических баллистических, физико-механических, термодинамических и геометрических характеристик двигателя и заряда достигается практически полное совпадение расчетной кривой с опытной.

Зависимости давления от времени в общепринятых методиках расчета в основном определяются «геометрической» поверхностью горения $S_{\text{геом}}(e)$, которая при использовании сопряженной задачи изменяется во времени при деформировании заряда (становится функцией времени $S_{\text{геом}}(t)$). На рис. 4, 5 для сравнительного анализа приведены кривые $P(t)$ и $S(t)$, полученные разными методами: кривые 1 — сопряженная задача; кривые 2 — приближенная методика, учитывающая «замороженное» деформированное состояние заряда при равновесном давлении в начальный момент времени, кривые 3 — общепринятая методика рас-

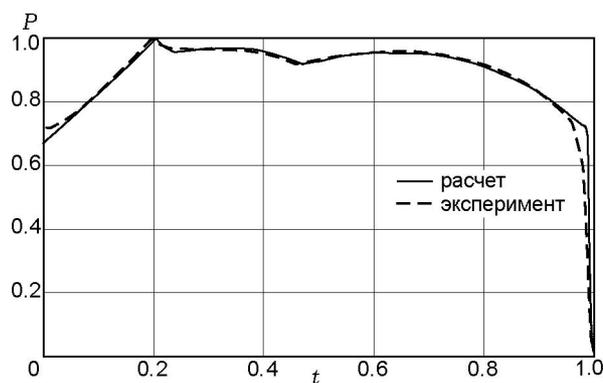


Рис. 3. Опытная и расчетная зависимости давления от времени

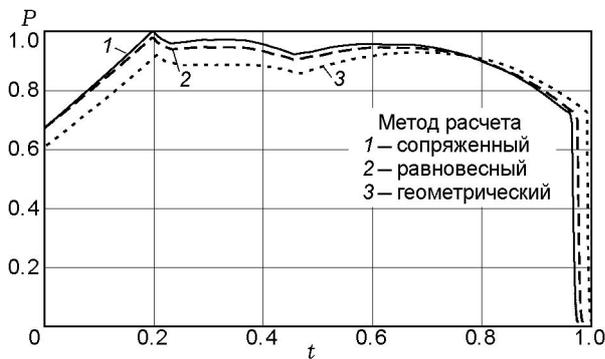


Рис. 4. Зависимости давления от времени, полученные различными расчетными методами

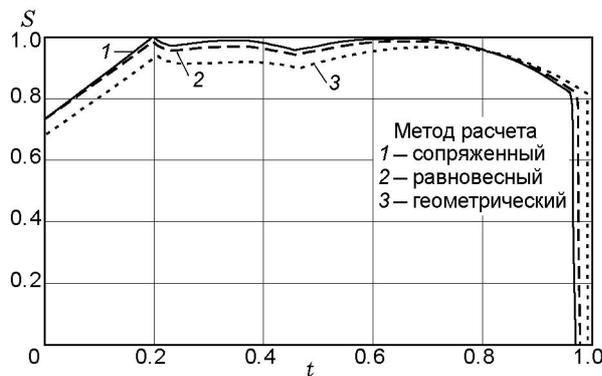


Рис. 5. Зависимости поверхности горения от времени, соответствующие используемым методам расчета $P(t)$

чета осредненных параметров в двигателе при геометрическом законе изменения горячей поверхности $S_{\text{геом}}(e)$.

Из анализа зависимостей $P(t)$ следует:

- текущее давление в двигателе $P(t)$ и поверхность горения заряда $S(t)$, рассчитанные по сопряженной задаче (кривые 1 на рис. 4, 5), за счет деформирования заряда в процессе горения оказываются максимальными из анализируемых зависимостей (для компенсации этого фактора в общепринятых методиках расчета вводится согласующий коэффициент скорости горения топлива в двигателе K_u);
- учет деформаций от начального равновесного давления приводит к нарастанию расхождения расчетной (кривая 2) и опытной зависимостей $P(t)$ в процессе выгорания заряда (максимальное отклонение достигает 2.5 % и существенно зависит от показателя степени ν в законе скорости горения);
- зависимость $P(t)$, рассчитанная по гео-

метрической поверхности $S_{\text{геом}}(e)$ и скорости горения топлива в УПД (кривая 3), значительно расходится с экспериментальной не только по величине давления (расчетное ниже опытного на 8.3 %), но и по характеру зависимости от времени (первый пик давления ниже, а в опыте несколько выше второго). Характер изменения давления расчетной кривой 3 (см. рис. 4) полностью определяется поверхностью $S_{\text{геом}}(e)$ (или $S(t)$, кривая 3 на рис. 5).

Таким образом, расчет внутрибаллистических параметров, выполненный при использовании фактических баллистических, геометрических и физико-механических характеристик модельного заряда и двигателя по разработанной сопряженной задаче, учитывающей газодинамические нагрузки, деформирование конструкции в течение полного времени выгорания заряда и распределение скорости горения по горячей поверхности, позволяет в полном объеме с высокой точностью согласовать расчетные зависимости давления от времени с опытными.

3. НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В РДТТ

При моделировании работы двигателя в сопряженной постановке получают большой объем информации о процессах в камере: о контурах и горячей поверхности в зависимости от времени для каждой выделенной области и элементов заряда; о распределении давления по расчетным областям и элементам конструкции заряда в объеме двигателя; о распределении перемещений и деформаций по корпусу двигателя и элементам конструкции заряда и др. Это позволяет исследовать ряд интересных закономерностей внутренней баллистики РДТТ.

3.1. Анализ факторов, снижающих роль согласующих коэффициентов в сопряженной задаче

В общепринятых методиках расчета внутрибаллистических характеристик [5] для повышения точности прогнозирования параметры закона скорости горения (показатель степени ν и коэффициент скорости u_1 , полученные в УПД) корректируются на основе данных экспериментов с двигателями-аналогами. В исходных данных при проведении расчетов используется показатель степени $\nu_{\text{дв}}$ и согласующий

коэффициент K_u скорости горения топлива в УПД и заряда в двигателе. Закон скорости горения используется в виде $u_{\text{дв}} = K_u u_{1\text{УПД}} P^{\nu_{\text{дв}}}$.

Имеющаяся на сегодняшний день информация по двигательным установкам межконтинентальных баллистических ракет (МБР) свидетельствует о том, что показатель степени ν в законе скорости горения в двигателе меньше, чем в УПД. По имеющимся оценкам при $\nu \approx 0.3$ это снижение составляет $0.05 \div 0.08$. Согласующие коэффициенты изменяются в диапазоне $K_u = 1.01 \div 1.15$.

Методика определения $\nu_{\text{дв}}$ и K_u основана на обработке экспериментальной зависимости $P_{\text{эксп}}(t)$ и расчетной геометрической зависимости горячей поверхности от свода заряда $S_{\text{геом}}(e)$. Для нахождения массива скоростей горения, соответствующих опытным давлениям, используется обратная задача внутренней баллистики [5], для аппроксимации данных по скорости и определения параметров ν и u_1 в двигателе — программы статистической обработки [6]. Может быть использован также приближенный метод нахождения непосредственно показателя $\nu_{\text{дв}}$ по «характерным точкам» на кривых $P_{\text{эксп}}(t)$ и $S_{\text{геом}}(e)$ ($i = 1, 2, \dots, n$):

$$\nu_{\text{дв}} = 1 - \ln \left(\frac{S_i F_{\text{кр}i+1}}{S_{i+1} F_{\text{кр}i}} \right) / \ln \left(\frac{P_i}{P_{i+1}} \right). \quad (5)$$

Значительные расхождения показателей степени и коэффициентов в законе скорости горения зарядов двигателей МБР от данных УПД связаны с традиционно используемым допущением общепринятой методики обработки опытных данных — использованием геометрической зависимости горячей поверхности заряда от свода $S_{\text{геом}}(e)$, существенно отличающейся от горячей поверхности деформируемого заряда $S_{\text{сопр}}(t)$ (кривые 1, 3 на рис. 5). Увеличенная за счет деформирования горячая поверхность заряда, а следовательно, и большее давление в начале работы двигателя при обработке данных с использованием зависимости $S_{\text{геом}}(e)$ приводят к эквивалентному (фиктивному) росту скорости горения заряда на начальном участке кривой $P(t)$. В результате увеличивается согласующий коэффициент скорости K_u и соответствующим образом изменяется показатель степени в законе скорости горения ν . Для двигателей с зарядами, имеющими прогрессивную поверхность горения, реализуется условие $\nu_{\text{дв}} \leq \nu_{\text{УПД}}$, при дегрессивной поверхности горения оно изменяется на обратное:

$$\nu_{\text{дв}} \geq \nu_{\text{УПД}}.$$

Разработанная сопряженная задача, позволяющая прогнозировать величину горячей поверхности деформируемого заряда, дает возможность при обработке опытных данных вместо $S_{\text{геом}}(e)$ применять зависимость $S_{\text{сопр}}(t)$ и тем самым более точно определять показатели закона скорости, отражающие особенности горения заряда в двигателе. При этом очевидно, что относительное увеличение средней поверхности горения деформируемого заряда по сравнению с недеформированным приводит к эквивалентному уменьшению согласующего коэффициента скорости горения:

$$K_{u\text{сопр}} = \frac{K_u}{S_{\text{ср.сопр}}/S_{\text{ср.геом}}}, \quad (6)$$

а исключение из статистики завышенных скоростей горения в начале кривой $P(t)$ — к устранению основной причины изменения показателя степени $\nu_{\text{дв}}$ относительно $\nu_{\text{УПД}}$.

Сказанное иллюстрируют данные обработки внутрибаллистических характеристик, полученные при испытании модельного двигателя с зарядом, имеющим минимальную прогрессивную начальную поверхность горения (см. рис. 5). В результате статистической обработки данных с использованием зависимости $S_{\text{геом}}(e)$ (кривая 2 на рис. 5) получено несколько меньшее значение $\nu_{\text{дв}}$, чем $\nu_{\text{УПД}}$ (рис. 6, верхняя линия — $\nu_{\text{дв}} = 0.19$ при $\nu_{\text{УПД}} = 0.25$; нижняя линия — $\nu_{\text{дв}} = 0.44$ при $\nu_{\text{УПД}} = 0.5$).

Если при статистической обработке данных использовать зависимость $S_{\text{сопр}}(t)$ (кривая 1 на рис. 5) вместо $S_{\text{геом}}(t)$ (кривая 3), то получаем $\nu_{\text{дв}} \approx \nu_{\text{УПД}}$. Коэффициент K_u для конструкции испытанного модельного двигателя равен 1.035. Коэффициент $K_{u\text{сопр}}$, рассчитанный по формуле (6), близок к единице.

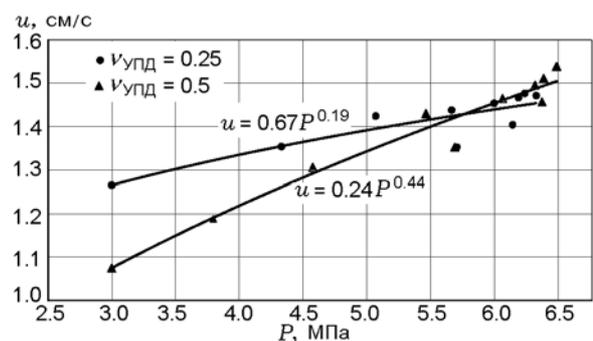


Рис. 6. Результаты определения показателя степени $\nu_{\text{дв}}$ в законе скорости горения

Следовательно, в условиях опыта на модельном двигателе, если при обработке данных корректно учесть все действующие факторы, при отсутствии эрозии и зависимости скорости горения от деформации топлива горит в соответствии с закономерностями, установленными для УПД.

Таким образом, проведенные исследования показали, что имеющаяся на сегодняшний день информация о существенном отличии параметров закона скорости горения топлива в УПД и зарядов в двигателях МБР связана с несовершенством методики обработки экспериментальной информации. При решении обратной задачи внутренней баллистики и определении статистических данных по скорости горения заряда в двигателе использовалась зависимость $S_{\text{геом}}(e)$. Обработка экспериментальных данных с использованием сопряженной задачи и зависимости $S_{\text{сопр}}(t)$ показала, что при корректном учете деформирования заряда и газодинамических параметров, при отсутствии эрозии и влияния деформаций на скорость горения топлива горит в соответствии с закономерностями, установленными для УПД. Следовательно, разработанная сопряженная задача позволяет с высокой точностью проводить проектные внутрибаллистические расчеты при разработке новых двигателей и прогнозировать характеристики для первых огневых стендовых испытаний в начале отработки, ограничиваясь баллистическими характеристиками применяемого топлива, полученными в УПД. По мере отработки двигателя или привлечения результатов испытаний двигателей-аналогов и модельных двигателей параметры закона скорости горения могут уточняться.

3.2. Оценка отклонений внутрибаллистических характеристик из-за деформирования конструкции РДТТ

Известно, что при действии внутреннего статического давления продуктов сгорания топлива нагрузка на элементы заряда практически полностью переходит в контактные напряжения на корпус (подкрепляющее действие заряда не превышает 5 %). Поэтому деформированное состояние твердотопливного заряда и требования к топливу определяются в основном деформативностью корпуса (величиной, характеризующей относительное изменение внутреннего объема корпуса при действии

единичного давления) или его жесткостью K — величиной, обратной деформативности.

Как было показано, из-за деформирования заряда изменяются его геометрические характеристики, горящая поверхность и, соответственно, давление в двигателе. В этой связи влияние деформаций заряда необходимо учитывать не только для корректной оценки среднеинтегральных и текущих во времени параметров проектируемых и отработываемых двигателей, но и при определении учтенных (формулярных) и случайных, возникающих из-за изменения (нестабильности) технологических процессов, отклонений внутрибаллистических параметров от среднеинтегральных, задаваемых в технических заданиях на разработку двигателей.

Следуя работе [5], при выводе зависимостей для отклонений давления будем исходить из уравнения материального баланса

$$S\gamma u(P) = APF_{\text{кр}}, \quad (7)$$

где $u(P)$ — скорость горения топлива в УПД, A — коэффициент истечения для продуктов сгорания, γ — плотность топлива, $F_{\text{кр}}$ — площадь критического сечения сопла. Горящая поверхность S деформируемого заряда зависит от коэффициента жесткости и давления в двигателе.

Выполнив логарифмирование и варьирование обеих частей уравнения

$$S(K, P)\gamma u(P) = APF_{\text{кр}} \quad (8)$$

аналогично работе [5], получаем:

— для учтенных отклонений давления при известных величинах Δu , $\Delta T_{\text{нач}}$ и $\Delta K_{\text{к}}$

$$\frac{\Delta P}{P} = \frac{1}{1 - \nu - \nu_{\text{к}}} \left(\frac{\Delta u}{u} + a_{\text{т}} \Delta T_{\text{нач}} + a_{\text{к}} \Delta K_{\text{к}} \right); \quad (9)$$

— для случайных отклонений давления

$$\left(\frac{\Delta P}{P} \right)_{\text{сл}} = \pm \frac{\sqrt{D}}{1 - \nu - \nu_{\text{к}}}, \quad (10)$$

где

$$\nu = \frac{P}{u} \frac{\partial u}{\partial P}, \quad a_{\text{т}} = \frac{1}{u} \frac{\partial u}{\partial T_{\text{нач}}} + \frac{1}{A} \frac{\partial A}{\partial T_{\text{нач}}},$$

$$\nu_{\text{к}} = \frac{P_{\text{ср}}}{S_{\text{ср}}} \frac{\partial S_{\text{ср}}}{\partial P_{\text{ср}}}, \quad a_{\text{к}} = \frac{1}{S_{\text{ср}}} \frac{\partial S_{\text{ср}}}{\partial K},$$

$$D = \left(\frac{\Delta u_{\text{сл}}}{u} \right)^2 + \left(\frac{\Delta S}{S} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \gamma}{\gamma} \right)^2 +$$

$$+ \left(\frac{\Delta F_{кр}}{F_{кр}} \right)^2 + (a_T \Delta T_{нач\ сл})^2 + (a_K \Delta K_{сл})^2,$$

Δ — обозначение предельных отклонений параметров.

Аналогичные выражения можно получить для отклонений расхода и удельной тяги. Как следует из (9) и (10), все они будут отличаться от полученных в работе [5] дополнительными коэффициентами: a_K — производной зависимости площади поверхности горения от жесткости корпуса, ν_K — производной зависимости площади поверхности горения от давления.

Данные соотношения рекомендуются для использования при оценке разбросов внутрибаллистических характеристик РДТТ на этапах проектирования и отработки. Это позволит скорректировать установившееся на сегодняшний день соотношение между учтенными (формулярными) и случайными разбросами характеристик и, применяя более точный детерминированный метод прогнозирования параметров (сопряженной задачи), исключить из состава случайных разбросов составляющую отклонения из-за разбросов деформативности корпусов, возникающих за счет изменения различных технологических параметров в пределах заданных допусков.

Уменьшение остаточной дисперсии (случайных отклонений) в соответствии со статистическими методами прогнозирования объемов отработки [6] позволит сократить количество испытаний на отработку внутрибаллистических характеристик двигателей.

Выполненные оценки для рассматриваемого модельного двигателя при $\Delta K = \pm 10\%$ показали, что учтенные отклонения давления за счет разброса деформативности корпуса составили $(\Delta \bar{P})_K = \pm 1.6\%$ ($\nu = 0.5$) и $\pm 1.0\%$ ($\nu = 0.245$).

Если принять случайное отклонение в двигателе равным $(\Delta \bar{P})_{сл} = \pm 4\%$ (средняя реализуемая при отработке величина), то за счет того, что из него можно исключить составляющую, обусловленную разбросом давления из-за разброса деформативности корпуса модельного двигателя $(\Delta \bar{P})_K = \pm 1.6\%$ при приемочном уровне качества $P_0 = 0.9987$ и браковочном уровне $P_1 = 0.95$, количество опытов на отработку внутрибаллистических характеристик сократится с 8 до 7.

Из приведенных данных следует, что влияние отклонений деформативности корпуса

двигателя на отклонение внутрибаллистических параметров необходимо учитывать при проектных расчетах, планировании количества испытаний и обработке их результатов.

3.3. Исследование влияния модуля упругости топлива на газодинамические и внутрибаллистические характеристики двигателя

При работе двигателей с зарядами цилиндрической формы с кольцевой проточкой заряд испытывает строго определенные газодинамические нагрузки от распределенного по объему двигателя давления. При этом, чем выше коэффициент объемного заполнения двигателя (отношение площадей $F_{кан}/F_{кр}$ стремится к 1), тем большие газодинамические нагрузки от перепадов давления действуют на заряд. Один из расчетных случаев деформирования заряда приведен на рис. 7 ($F_{кан}/F_{кр} = 1.507$).

Нарастание газодинамических нагрузок за счет уменьшения площади сечения канала является существенно нелинейным и при приближении конструктивного параметра двигателя к 1 ($F_{кан}/F_{кр} \approx 1$) носит экспоненциальный характер и неизбежно приводит к аномальной работе двигателя или невыполнению требований к внутрибаллистическим характеристикам.

Разработанная газодинамическая сопряженная задача применена для исследования влияния модуля упругости топлива и конструктивного параметра двигателя $F_{кан}/F_{кр}$ на его газодинамические и внутрибаллистические характеристики. На рис. 8, 9 приведены зависимости перепада давления $\Delta P = f(E)$ и максимально окружной деформации на канале (положительных — начало канала, отрицательных — выходное сечение канала) $u_r/r = f(E)$ от модуля упругости для выбранных значений конструктивного параметра $F_{кан}/F_{кр} = 1.507, 1.781, 2.177$.

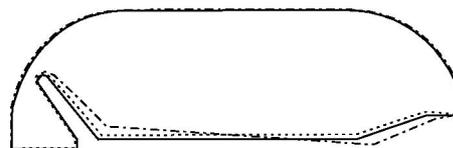


Рис. 7. Изменение формы заряда при деформировании:

сплошная линия — исходный контур, пунктирная — деформированный контур без перепадов давления, штрихпунктирная — с перепадом давления

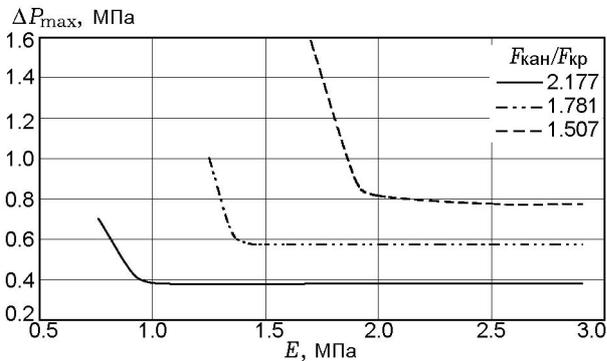


Рис. 8. Зависимости максимального перепада давления в двигателе от модуля упругости топлива при различных значениях конструктивного параметра заряда $F_{\text{кан}}/F_{\text{кр}}$

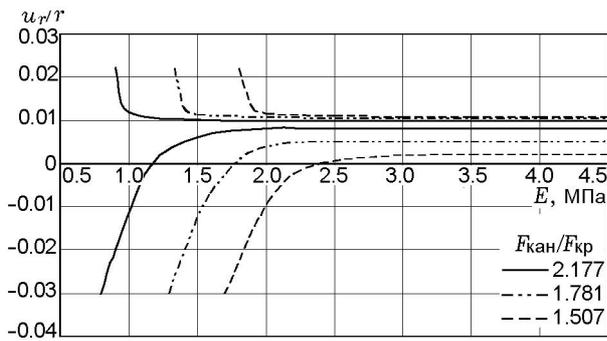


Рис. 9. Зависимость максимальной окружной деформации на канале от модуля упругости топлива при различных значениях конструктивного параметра заряда $F_{\text{кан}}/F_{\text{кр}}$ (положительных — начало канала, отрицательных — выходное сечение канала)

Из приведенных данных следует, что на зависимостях $\Delta P = f(E)$, $u_r/r = f(E)$ различаются три характерных участка: установившийся участок, где модули упругости топлива достаточно высоки и не влияют на внутрибаллистические характеристики двигателей; переходный участок, на котором за счет перепадов давления начинает изменяться форма заряда, но при этом обеспечивается его работоспособность (в смысле выполнения заданных внутрибаллистических характеристик), и критический участок, на котором чувствительность параметров к модулю упругости достаточно высока ($df/dE \rightarrow \infty$) и устойчивого режима работы двигателей может не существовать. При этом чем выше значение конструктивного параметра $F_{\text{кан}}/F_{\text{кр}}$, тем более низкие перепады давления в двигателе на установившемся

$F_{\text{кан}}/F_{\text{кр}}$	$E_{\text{кр}}$, МПа	$E_{\text{перех}}$, МПа	$E_{\text{уст}}$, МПа
1.507	1.7	1.9	2.5
1.781	1.2	1.4	1.6
2.177	0.8	0.9	1.1

участке и, соответственно, более низкие значения модуля упругости на характерных участках, в том числе и его критическое значение.

Определены диапазоны изменения модуля упругости топлива для трех характерных участков на зависимостях внутрибаллистических параметров от модуля упругости: для установившегося участка $E \geq E_{\text{уст}}$, для переходного — $E_{\text{перех}} \leq E < E_{\text{уст}}$, для критического — $E_{\text{кр}} \leq E < E_{\text{перех}}$. Конструктивный параметр двигателя изменялся в диапазоне $1.5 \leq F_{\text{кан}}/F_{\text{кр}} \leq 2.2$. Изменение модулей упругости приведено в таблице.

ВЫВОДЫ

- На основе сформулированной в работе [1] постановки сопряженной задачи «газодинамика — деформирование — горение — геометрия» создан программный комплекс для моделирования внутрикамерных процессов и прогнозирования внутрибаллистических, прочностных и газодинамических характеристик двигателя на полное время работы, рекомендуемый к использованию при проектировании и отработке зарядов осесимметричной формы, скрепленных с корпусом двигателя.

- Программный комплекс проверен моделированием внутрикамерных процессов и испытанием модельного двигателя, имеющего заряд канальной формы с кольцевой зонтичной проточкой, для которого целевым образом при изготовлении определялись в полном объеме технологические характеристики, в том числе деформативность корпуса.

При использовании в качестве исходных данных для сопряженной задачи фактических баллистических, физико-механических, термодинамических и геометрических характеристик двигателя и заряда удалось продемонстрировать качественно новые возможности расчетного метода для повышения точности прогнозирования характеристик работы двигателя.

- Проанализированы факторы, снижающие роль согласующих коэффициентов в за-

коне скорости горения топлива в УПД для сопряженной задачи. Показано, что имеющаяся информация о существенном отличии параметров закона скорости горения топлива в УПД и зарядов в двигателях МБР связана с несовершенством методики обработки экспериментальных данных: в обратной задаче внутренней баллистики при определении статистических данных по скорости горения заряда в двигателе используется геометрическая зависимость горящей поверхности заряда от свода $S_{\text{геом}}(e)$, существенно изменяющаяся за счет деформирования заряда в процессе работы двигателя. При использовании для обработки данных зависимости $S_{\text{сопр}}(t)$, полученной по сопряженной задаче, и отсутствии эрозии и влияния деформации на скорость горения параметры закона скорости горения в двигателе и УПД существенно сближаются, снижается роль согласующих коэффициентов.

• Обоснована возможность исключения из случайных отклонений внутрибаллистических характеристик разбросов, связанных с отклонениями коэффициента жесткости корпуса в пределах допуска, за счет учета фактической деформативности корпусов при расчете ожидаемых характеристик для каждого конкретного опыта.

Для рассматриваемого модельного двигателя при $\Delta K = \pm 10\%$ отклонение давления за счет разброса жесткости корпуса составило $\pm 1.6\%$ (при $\nu = 0.5$) и $\pm 1.0\%$ (при $\nu = 0.245$). Статистическими методами показано, что при уменьшении случайных отклонений давления в двигателе $(\Delta \bar{P})_{\text{сл}} = \pm 4\%$ (среднее реализуемое при отработке значение) на величину составляющей, обусловленной разбросом деформативности корпуса модельного двигателя $(\Delta \bar{P})_{\text{к}} = \pm 1.6\%$, требуемое количество испытаний на отработку сокращается с 8 до 7.

Даны аналитические выражения для определения разброса давления с учетом деформативности корпусов.

• Для зарядов канально-цилиндрической формы с кольцевой проточкой показано, что перепад давления и деформация заряда взаимосвязаны, определяют режим устойчивой работы двигателя в зависимости от модуля упругости топлива.

Для традиционной конструкции заряда с конструктивным параметром $F_{\text{кон}}/F_{\text{кр}} = 2$ получено, что режим устойчивой работы под воздействием газодинамических нагрузок реализуется при $E_{\text{уст}} \geq 1.3$, переходный режим — при $1.1 \leq E_{\text{перех}} < 1.3$, неустойчивый — при $E_{\text{кр}} < 1.1$ МПа.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Внутренняя баллистика РДТТ** / под ред. А. М. Липанова и Ю. М. Милехина. — М.: Машиностроение, 2007.
2. **Ларионов Б. И., Попов В. С., Воропаева И. Г.** Сопряженные задачи прогнозирования рабочих параметров РДТТ. Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики // Докл. Всерос. науч. конф. — Томск, 1998.
3. **Fiedler R., Jiao X., Namazifard A., Haselbacher A., Najjar F., Parsons I. D.** Coupled fluid-structure 3-d solid rocket motor simulations // AIAA. — Paper 2001-3954. — July 2001.
4. **Fiedler R. A., Breitenfeld M. S., Jiao X., Haselbacher A., Geubell P., Guoy D., Brandyberry M.** Simulation of slumping propellant and flexing inhibitors in solid rocket motor // AIAA. — Paper 2002-4341. — July 2002.
5. **Соркин Р. Е.** Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе. — М.: Наука, 1983.
6. **Милехин Ю. М., Берсон А. Ю., Кавицкая В. К., Еренбург Э. И.** Надежность ракетных двигателей на твердом топливе. — М.: МГУП, 2005.

Поступила в редакцию 21/III 2011 г.,
в окончательном варианте — 27/VII 2011 г.