

РАЗРАБОТКА КОМПЬЮТЕРНОЙ ПРОГРАММЫ ПРОЕКТНОГО АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ СИСТЕМЫ «КОРПУС — НАПОЛНИТЕЛЬ» ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА КОСМИЧЕСКИХ НОСИТЕЛЕЙ

© В. В. Сатокин, В. Н. Харченко, А. М. Тонконоженко, Э. А. Гамаза

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Представлено результати розробки комп'ютерної програми розрахунку механічного стану міцно-скріпленої системи «корпус — наповнювач» двигунів на твердому паливі для космічних носіїв.

Программа базируется на инженерных методиках, созданных на основе теоретических и экспериментальных исследований, апробированных в процессе отработки натурных конструкций твердотопливных двигателей (Научно-технический отчет. Расчет прочности скрепленных наполнителей цилиндрического и звездообразного типов, 51.0741.134 ОТ. — Государственное конструкторское бюро «Южное», 2001) и выполнена в системе программирования Delphi [1].

Программа предназначена для использования на этапах проектирования и обеспечивает возможность:

- определять параметры напряженно-деформированного состояния (НДС) и запасы прочности системы «корпус — наполнитель»;

- оперативно исследовать влияние различных факторов (геометрия, нагрузки, физико-механические характеристики) на напряженно-деформированное состояние и оптимизировать конструктивные параметры системы;

- определять требования к физико-механическим, геометрическим характеристикам системы и внешним нагрузкам, обеспечивающим необходимый уровень прочности и работоспособности системы.

Разработанная программа позволяет проводить расчет НДС системы «корпус — наполнитель» с учетом всех эксплуатационных факторов:

- нагрузок на систему при хранении, наземной эксплуатации и работе в составе космического носителя (температурный перепад, перегрузки при транспортировке, полетные инерционные и аэродинамические нагрузки, внутрикамерное давление и другие);

- температурных режимов эксплуатации;

- времени действия температурных и силовых нагрузок;

- физико-механических характеристик материалов конструктивных элементов системы.

Для анализа влияния различных факторов на напряженное состояние системы параметры НДС и расчетные запасы прочности представляются в виде функций от вышеперечисленных факторов, учитывающих практический опыт теоретических исследований и экспериментальной отработки серийных двигателей разработки ГKB «Южное».

Для описания закономерностей поведения наполнителя твердого топлива, обладающего вязкоупругими свойствами, используется теория линейной вязкоупругости [2]. Механические свойства топлива описываются модулями ползучести E_p и релаксации E_r , которые определяются по формулам

$$E_{n(p)} = E_0 \exp \left[- \left(\frac{t'}{\theta_{n(p)}} \right)^{\gamma_{n(p)}} \right] + E_{\infty n(p)},$$

где E_0 — мгновенный модуль упругости; t' — модифицированное время, $t' = t/a_T$; t — время действия нагрузки; a_T — коэффициент температурно-временного смещения; γ , θ , E_∞ — параметры модуля ползучести (релаксации), определяемые экспериментально при исследовании свойств конкретных составов твердых топлив.

Для анализа прочности системы на всех этапах эксплуатации двигателя исследуются напряжения и деформации и определяются наиболее опасные зоны, где реализуются их максимальные значения.

В системе с наполнителем, прочностскрепленным с корпусом двигателя (рис. 1), такими зонами являются: для деформаций — среднее сечение канала (зона 1), основание щели (зона 2) и вершина щели

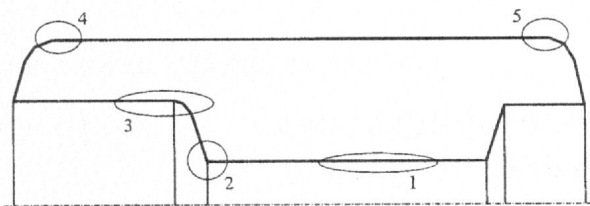


Рис. 1. Расчетные зоны системы «корпус — наполнитель»

(зона 3); для напряжений — участок скрепления наполнителя с корпусом в месте его выхода на торцы (зона 4 — в случае свободных торцов и зона 5 — в случае скрепленного переднего торца).

Для проведения расчета системы «корпус-наполнитель» на прочность необходимы исходные данные о геометрических характеристиках системы, физико-механических характеристиках материалов и нагрузках, действующих на систему в процессе эксплуатации.

В качестве расчетной схемы рассматривается двухслойный цилиндр с плоскими свободными или закрепленным переднем торце.

Расчет проводится для двух расчетных этапов:

1 — пассивный этап, расчет НДС проводится для нагрузок:

- температурный перепад;
- собственный вес в поперечном и продольном направлениях;
- полетные поперечные и продольные перегрузки;

- транспортные инерционные перегрузки;
- аэродинамический нагрев;
- давление предстартового наддува;

2 — активный этап, в этом случае к указанным в п. 1 нагрузкам добавляется действие внутрикамерного давления (предстартовый наддув исключается).

Запасы прочности, определяемые с учетом всей предыстории нагружения системы «корпус — наполнитель», сравниваются с нормативными.

Результаты расчета могут быть выданы в табличном и графическом виде. При этом представляются значения деформаций и напряжений для каждого вида действующих нагрузок в расчетных зонах, суммарные значения деформаций и напряжений, а также соответствующие коэффициенты запаса прочности. Результаты расчета выводятся на экран и по желанию могут быть сохранены в файле.

В качестве тестового примера проведен расчет на прочность условной системы для наполнителя цилиндрического типа с физико-механическими характеристиками принятыми согласно [3], рабочее

давление в камере сгорания 7 МПа, время хранения в процессе эксплуатации 12 лет.

Порядок проведения расчетов содержит следующие основные этапы (Программа расчета на прочность наполнителя и инструкция по работе с ней, 44.0381.134 ПМ. — Государственное конструкторское бюро «Южное», 2001):

— в соответствии с выбранными временами действия нагрузок и расчетными температурами эксплуатации рассчитываются модули упругости наполнителя для каждой расчетной нагрузки;

— отдельно для каждой нагрузки, используя расчетные зависимости, определяются компоненты НДС системы;

— запасы прочности определяются как отношения предельных свойств наполнителя к соответствующими компонентами действующего напряженного состояния для каждой расчетной зоны и этапа нагружения.

Результаты расчета выбранной системы «корпус — наполнитель» в первой зоне приведены в таблице.

С использованием программы могут быть построены графические зависимости параметров НДС и запаса прочности системы от исходных параметров:

- действующих нагрузок и их продолжительности;
- геометрических параметров системы «корпус-наполнитель»;

Результаты расчета НДС для первой зоны

Деформация при действии нагрузки	Температурный перепад	1.17 %
	Хранение	3.29 %
	Транспортные перегрузки	2.04 %
	Полетные перегрузки	1.00 %
	Рабочего давления	23.81 %
Деформация при действии суммарных нагрузок	На пассивном режиме	12.65 %
	На активном режиме	40.01 %
Запас прочности по деформациям	На пассивном режиме	5.06 %
	На активном режиме	1.60 %

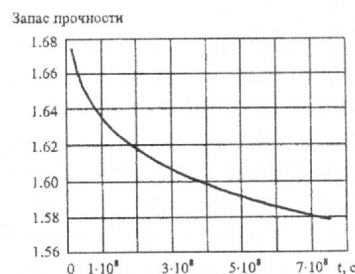


Рис. 2. Зависимость запаса прочности по деформациям в первой зоне от времени хранения на активном этапе эксплуатации

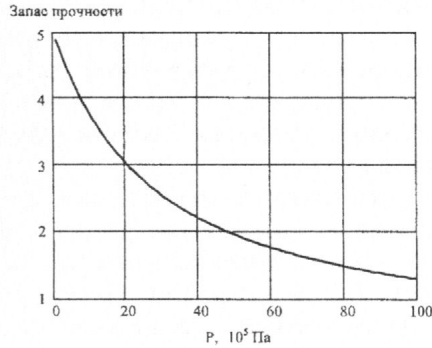


Рис. 3. Зависимость запаса прочности по деформациям в первой зоне от рабочего давления на активном этапе эксплуатации

— физико-механических характеристик системы «корпус-наполнитель»;

В качестве примера проведен анализ влияния на активном этапе эксплуатации времени хранения (рис. 2) и рабочего давления (рис. 3) на запас прочности системы «корпус — наполнитель».

Имеющийся в ГКБ «Южное» опыт практической реализации программы на этапе проектирования ракетных двигателей на твердом топливе конверси-

онного назначения подтверждает эффективность ее использования для всестороннего анализа НДС системы с учетом реальных конструктивных и эксплуатационных факторов.

1. Архангельский А. В. Программирование на Delphi 4. — М.: Наука, 1999.
2. Ильющин А. А., Победра Б. Е. Основы математической теории термовязко-вязкоупругости. — М.: Машиностроение, 1985.
3. Фахрутдинов И. Х. Ракетные двигатели твердого топлива. — М.: Наука, 1970.

MINING COMPUTER PROGRAM DEVELOPMENT OF SYSTEM "HOUSING -- FILLING COMPOUND" STRENGTH DESIGN ANALYSIS OF SPACE LAUNCHERS SOLID PROPELLANT ENGINES

V. V. Satokin, V. N. Kharchenko, A. M. Tonkonogenko, E. A. Gamaza

The article presents the results of development of the computer program for the calculation of mechanical condition of firmly cemented system "housing--filling compound" of solid propellant engines for space launchers. The program is based on the engineering techniques created on the basis of theoretical and experimental investigation tried-out in the process of test of full-scale design of solid-propellant engines and is made in the programming system Delphi.

УДК 620.178.5

ИСПЫТАНИЯ ИЗДЕЛИЙ НА ВИБРАЦИОННЫЕ НАГРУЗКИ

© Е. М. Сербина

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Розглядається питання стендових випробувань виробів на вплив вібрацій. Описується конструкція стенду для моделювання вібронавантажень, розглядається питання керування випробувальною установкою.

Вопросы прочности и надежности приобрели решающее значение при разработке и конструировании новых видов ракетно-космической техники. Аппаратура и приборы, отдельные механизмы, элементы, а также конструкции в целом подвергаются в условиях эксплуатации различным видам механического воздействия, в том числе вибрационным и ударным (случайным и периодическим). Около 70—80 % отказов изделий в машиностроении являются результатом воздействия вибрации [1], поэтому при создании новых видов изделий важное место, наряду с расчетами нагрузок, занимают испытания на воздействия вибраций.

Есть несколько видов механических испытаний

изделий: стендовые или лабораторные, полунатурные и натурные в условиях эксплуатации. Испытание изделия на месте эксплуатации (полунатурные, натурные) имеет ряд недостатков: сложность передачи информации с объектов, на которых установлено изделие, невозможность ужесточить условия эксплуатации и тем самым ввести коэффициент запаса, а также большая продолжительность и высокая стоимость таких испытаний. Поэтому в большинстве случаев целесообразнее проводить стендовые испытания.

Вибрационные испытания (виброиспытания) включают в себя испытания на вибропрочность (способность изделия противостоять разрушающе-