

УДК 621.45

МЕТОДОЛОГИЯ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖРД КАК ДИНАМИЧЕСКОГО ЗВЕНА В КОНТУРЕ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ

Акулов В.А.

Самарский университет им. Королева, г. Самара, vladislav.a.akulov@gmail.com

Ключевые слова: частотные испытания ЖРД, пульсаторы, ПГСх огневого стенда, питающие трубопроводы, добротность колебательных систем, продольная устойчивость жидкостных ракет.

Как показывает мировая практика, к числу актуальных проблем, связанных с разработкой тяжёлых и сверхтяжёлых ракет на жидком топливе, а также силовых установок к ним, относится обеспечение продольной устойчивости (longitudinal stability, эффект POGO) [1]. Под этим понимается предотвращение разрушения конструкции в полёте вследствие интенсивной вибрации корпуса в продольном направлении.

Механизм явления состоит в следующем. Ракета представляет собой динамическую систему, состоящую из трёх звеньев: упругого корпуса, питающих (расходных) трубопроводов и ЖРД. Спецификой тяжёлых ракет является низкая собственная частота конструкции, составляющая менее 30 Гц, обусловленная такими показателями, как масса, габариты, значительная протяжённость питающих трубопроводов (десятки метров), что находится в полосе пропускания современных ЖРД, а, следовательно, вызывает их динамическое взаимодействие. Так как в процессе активного участка полёта происходит существенное снижение общей массы (выработка топлива), то собственная частота корпуса монотонно возрастает. В случае её совпадения с собственной частотой одного из питающих трубопроводов, причём расположенного преимущественно вдоль продольной оси ракеты, возникает низкочастотный резонанс со следующими последствиями. Амплитуды колебаний топлива на входе в ЖРД и, соответственно, колебания тяги резко возрастают. Так как тяга приложена к корпусу, её вариации вызывает рост амплитуды продольных колебаний вплоть до недопустимых значений, приводящий к аварийному исходу. Такое явление, которое впервые проявилось на ракете Р7 при переходе от одноместного КК «Восток» к более тяжёлому двухместному КК «Восход», получило наименование «потеря продольной устойчивости».

Совершенно очевидно, что для обеспечения продольной устойчивости необходимы знания частотных характеристик всех вышеуказанных динамических звеньев. ЖРД при этом следует рассматривать как положительную обратную связь в колебательной системе и, что особенно важно, с некоторым запаздыванием, зависящим от частоты [2, 3]. На практике проблема решается двумя способами. Основу первого из них составляет теоретический анализ (математические модели), а второго – специальные эксперименты на огневых стендах, именуемые частотными испытаниями и состоящие в определении отклика ЖРД на периодические возмущения, создаваемые в питающей магистрали в определённом частотном диапазоне. Для этого требуются соответствующие доработки ПГСх стендов и применение специализированных устройств, именуемых пульсаторами.

Далее излагается авторская методология частотных испытаний ЖРД как звена в контуре продольной устойчивости ракеты. Выполнена её апробация на огневых стендах, показавшая высокую эффективность по сравнению с российскими и зарубежными аналогами. Важным моментом является следующее обстоятельство. Преодолено основное затруднение, связанное с

созданием сигнала на входе в двигатель в требуемом диапазоне частот (0–30 Гц), которое заключается в вариации его амплитудных значений в широких пределах вследствие резонанса. Как известно, питающие трубопроводы обладают низким гидравлическим сопротивлением, что относит их к колебательным системам с высокой добротностью. Это означает, что приемлемые значения входного сигнала достигаются только в узкой окрестности резонанса. Что касается внерезонансной области и прежде всего на малых, околонулевых частотах, данные которых необходимы для построения АЧХ, ФЧХ двигателей, амплитуда недостаточна для регистрации вариаций выходного сигнала (колебания ДКС или тяги). Таким образом, необходима корректировка амплитудного спектра, которая заключается в его «выравнивании», т.е. снижении добротности.

Задача решена двумя относительно простыми доработками ПГСх системы питания огневых стендов. Во-первых, пульсатор, как устройство, создающее колебания давления и расхода топлива на входе в ЖРД, устанавливается не в питающую магистраль (последовательное соединение, применяемое в РФ и США), а в дополнительный трубопровод, включённый параллельно двигателю и осуществляющий пульсирующий слив топлива со входа в ТНА. Во-вторых, с целью подавления резонанса и снижения добротности гидравлического тракта на выходе из стендового бака устанавливается дроссельная шайба, увеличивающая гидравлическое сопротивление питающего трубопровода по сравнению с исходным («штатным») значением.

Наиболее важный результат проведенных исследований с применения авторской методологии частотных испытаний на огневых стендах состоит в том, что по сравнению с двигателями открытой схемы коэффициент передачи двигателей закрытой схемы существенно ниже. Основным фактором, определяющим продольную устойчивость ракет, становится амплитудный спектр питающей магистрали, требуемые характеристики которого достигаются применением демпфирующих устройств. Примерами служат сильфоны, устанавливаемые по линии окислителя блока «Б» ракеты Р7, газовые подушки (Saturn 5 и ряд ракет производства США) и гофрированные участки питающих трубопроводов горючего с перфорацией (блоки А и Б ракеты Н1).

Важными преимуществами предлагаемых решений по сравнению с известными образцами (Россия, США), включая технологическую независимость, являются следующие:

1 Отсутствие влияния пульсатора на процесс запуска двигателя за счёт его включения в параллельную схему.

2 Совместимость с другими, причём с произвольными программами огневых испытаний, что обеспечивается простым отключением параллельной ветки.

3 Значительное увеличение амплитуды колебаний входного давления в окрестности «нулевой» частоты, которое достигается за счёт вариации перепада давления на дроссельной шайбе при пульсирующем перепуске топлива через параллельную магистраль, составляющим 10–12% от номинального расхода через двигатель (закономерности классической гидравлики).

4 Универсальность, под которой понимается применимость к широкому классу ЖРД, причём значительно отличающимся по тяге. Для этого достаточно скорректировать расходные характеристики (сопротивление) сливной магистрали. Так, например, были испытаны двигатели, тяга которых отличалась почти в три с половиной раза: НК-33 (тяга 150 т), НК-39 (тяга 41 т).

Список литературы

1. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостных ракет. М.: Машиностроение, 1977. 208 с., ил.
2. Гликман Б.Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 195 с., ил.
3. Испытания ЖРД. Учеб. пособие для авиационных специальностей ВУЗов / А.Е. Жуковский [и др.] / под ред. В.Я. Левина, 1981. 198 с., ил.

Сведения об авторе

Акулов Владислав Алексеевич, д.т.н., доцент. Область научных интересов: динамика ЖРД как звена в контуре продольной устойчивости космических ракет и как исполнительного органа системы управления, моделирование силовых полей ближнего и дальнего космоса в задачах отбора и подготовки экипажей межпланетных экспедиций.

METHODOLOGY OF FREQUENCY TESTING OF LIQUID ROCKET ENGINES AS A DYNAMIC LINK IN THE LONGITUDINAL STABILITY CIRCUIT OF SPACE ROCKETS

Akulov V.A.

Samara University, Samara, Russia, vladislav.a.akulov@gmail.com

Keywords: frequency testing, liquid propellant engines, pulsator, PGSkh firing system, supply line.

The author's methodology for frequency testing of liquid propellant engines as a link in the longitudinal stability circuit of a rocket is outlined. It was tested on firing stands, which showed high efficiency compared to Russian and foreign analogues. The important point is the following circumstance. The main difficulty associated with creating a signal at the input to the engine in the required frequency range has been overcome, which is the variation of its amplitude values over a wide range due to resonance. As is known, supply pipelines have low hydraulic resistance, which classifies them as oscillatory systems with a high quality factor. This means that acceptable input signal values are achieved only in a narrow vicinity of resonance. As for outside the resonant region and primarily at low, near-zero frequencies, the data of which is necessary for constructing the frequency response, phase response, the amplitude is insufficient to record variations in the output signal (oscillations of the DCS or thrust). Thus, it is necessary to correct the amplitude spectrum, which consists in “leveling” it, i.e. decrease in quality factor.

The problem was solved by two relatively simple modifications to the PGSkh firing system power supply system. Firstly, the pulsator, as a device that creates fluctuations in pressure and fuel consumption at the inlet to the liquid propellant engine, is installed not in the supply line (series connection used in the Russian Federation and the USA), but in an additional pipeline connected parallel to the engine and carrying out pulsating fuel drain from the inlet to the THA. Secondly, in order to suppress resonance and reduce the quality factor of the hydraulic path, a throttle washer is installed at the outlet of the bench tank, which increases the hydraulic resistance of the supply pipeline compared to the original (“standard”) value.

The important advantages of the proposed solutions compared to well-known examples (Russia, USA) are the following. 1) No influence of the pulsator on the engine starting process due to its inclusion in a parallel circuit. 2) Compatibility with others, and with arbitrary fire test programs,

which is ensured by simply turning off the parallel branch. 3) A significant increase in the amplitude of input pressure fluctuations in the vicinity of the “zero” frequency, which is achieved due to variations in the pressure drop across the throttle washer during pulsating fuel bypass through a parallel line, amounting to 10 -12% of the engine’s own flow rate. 4) Versatility, which means applicability to a wide class of liquid-propellant rocket engines, which differ significantly in thrust. To do this, it is enough to adjust the flow characteristics (resistance) of the drain line. For example, engines were tested whose thrust differed by almost three and a half times: NK-33 (thrust 150 tons), NK-39 (thrust 41 tons).