

ВЫСОКОДИНАМИЧНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ЗУР И АНТИРАКЕТ

Валентин Шерстянников, д.т.н., председатель Межведомственных комиссий по ракетным двигателям в 1965-1980 гг.

В 1960-1980 гг. в нашей стране были созданы ракеты для систем противоракетной и противовоздушной обороны, обеспечившие надежную и эффективную защиту СССР и союзных государств. Эти системы существенно укрепили оборонную мощь страны, что способствовало переходу в 70-х годах к новой политике мирного сосуществования между СССР и США. Основу успеха в этой области заложила разработка высокодинамичных двигателей, легких и экономичных, работающих в условиях значительных вибраций и знакопеременных перегрузок, обусловленных эволюциями ракеты в полете.

Автор настоящей статьи принимал непосредственное участие в создании двигателей и возглавлял межведомственные комиссии по их наземной отработке.

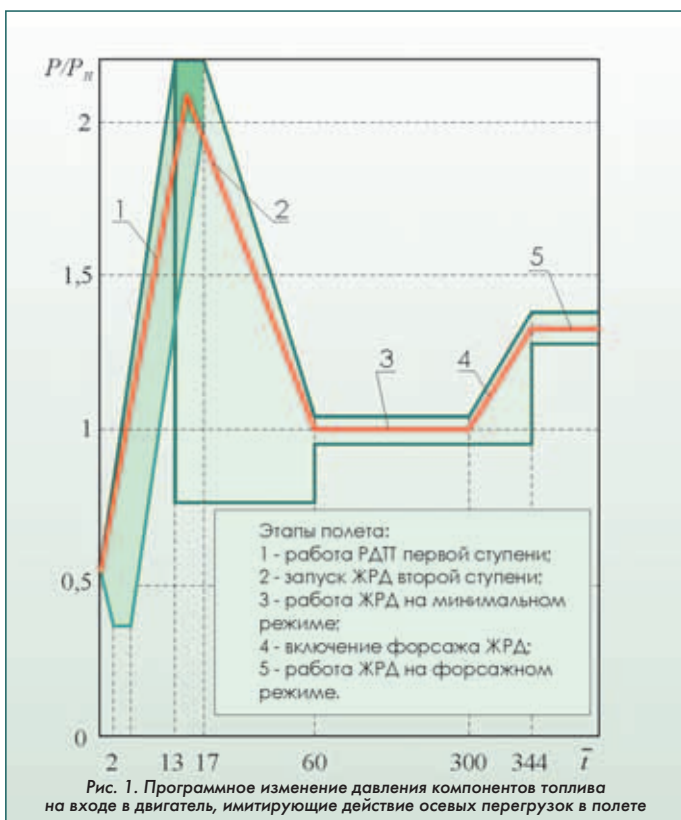
Специалистами ОКБ под руководством выдающегося конструктора академика П.Д. Грушина был создан ряд высокоэффективных ракет ПРО и ПВО. Среди них высокодинамичная ракета дальнего перехвата А-350 и ее модификации, принятые на вооружение в составе Московского кольца системы ПРО, а также высокоманевренные зенитные ракеты средней и большой дальности В-860, 5В55 и их модификации для комплексов войск ПВО и Военно-Морского Флота.

Головные НИИ совместно с двигательными ОКБ принимали непосредственное участие в работах ОКБ П.Д. Грушина в части создания и отработки многорежимных жидкостных и простых в эксплуатации твердотопливных ракетных двигателей. На завершающем этапе отработки двигателей специалисты НИИ возглавляли межведомственные комиссии по их приемке в эксплуатацию. Новые ракетные двигатели обладали высокой надежностью и высокими энергетическими характеристиками.

Рассматриваемые ниже двигатели входили в состав двигательных установок (ДУ) вторых ступеней противоракет и ЗУР А-350, В-860 и их модификаций. Первые ступени этих ракет оснащались твердотопливными ДУ, которые, обеспечив разгон ракеты на начальном участке полета, вместе со ступенью отделялись от ракеты. Вторая ступень, несущая полезную нагрузку, продолжала управляемый полет с помощью жидкостной ДУ, работающей на стабильных компонентах топлива. В процессе полета в составе ДУ функционировали многокамерные ЖРД системы управления ракетой, выполненные по открытой схеме с астатическим регулятором режима, и узлы энергоснабжения бортового оборудования. Двигатели являлись многорежимными с одно- и двукратным запуском на заранее заданный режим, устанавливаемый по сигналу наведения ракеты. Требования к режиму запуска заключались в ограничении градиента нарастания тяги по времени, величины заброса тяги и общего времени выхода на режим ($t_{0,9 P_{ном}} = 0,5...1,5$ с). Баки всех двигателей были ампулизированы. Двигатели отличались высокой экономичностью и небольшими габаритами, обеспечивающими компактное размещение их на ракете и минимальную массу ДУ. Разработка таких двигателей явилась сложной научно-технической задачей.

Следует отметить, что характерной особенностью условий работы двигателей ракет класса "поверхность-воздух" является наличие значительных знакопеременных перегрузок, вызванных эволюциями ракеты в полете. Для обеспечения непрерывной подачи топлива к двигателям и минимальной величины невыработываемых остатков топлива при воздействии на ракету осевых и боковых перегрузок в баках ДУ устанавливаются специальные системы забора топлива маятникового, сильфонного и центробежного типа. Кроме того, двигатели в составе ДУ при полете ракеты испытывают тепловое, гидравлическое и механическое воздействие, а также воспринимают вибрации и акустические нагрузки от твердотопливных двигателей первой ступени. Значения действующих на элементы конструкции ДУ максимальных суммарных эксплуатационных перегрузок, а также возникающих при переходных режимах работы и старте ракеты ударно-импульсных воздействий превышают 50 g.

Для огневой отработки автономных ЖРД и их межведомственных испытаний (МВИ) НИИ совместно с ОКБ был разработан ряд способов и средств, обеспечивавших гидродинамическое моделирование, а также позволявших имитировать некоторые из указанных выше натуральных условий. К таким средствам, в частности, относится применение на огневых стендах входных топливных трубопроводов и специальных промежуточных расход-



ных баков, моделирующих штатные ракетные топливные магистрали в соответствии с критериями гидродинамического подобия, использование высокодинамичных программных устройств, обеспечивающих периодическое изменение давлений компонентов на входе в двигатель в соответствии с режими изменениями действующих в полете осевых перегрузок (рис. 1). Огневые испытания двигателей в составе ракетных блоков, включая МВИ, проводились на вертикальном огневом стенде, имитировавшем штатное пространственное расположение и крепление двигателей в ракетном блоке и сохранение основных упруго-массовых соотношений, свойственных корпусу ракеты. Это позволило в определенной мере воспроизвести при испытаниях динамические и прочностные характеристики ракетных и двигательных систем, а также действовавшие на них вибрационные нагрузки. Для имитации климатических условий перед запуском производилось термостатирование баков и двигательных отсеков с помощью специальных стендовых систем.

В процессе испытаний был выполнен большой объем измерений. В общей сложности при огневых испытаниях ДУ (в зависимости от решаемых задач и этапа испытаний) регистрировалось до 400 различных переменных параметров. Все применявшиеся измерительные каналы по уровню точности и быстродействия подразделялись на три группы:

- 1) статические каналы с очень узкой полосой пропускания частот (0...2 Гц) и высокой точностью измерения (0,5...1 %);
- 2) динамические каналы со средней полосой пропускания частот (0...100 Гц) и средней точностью измерения (2...5 %);
- 3) динамические каналы для регистрации очень быстрых динамических процессов с полосой пропускания частот (50...3000 Гц) и относительно низкой точностью измерения (10...15 % по амплитуде колебаний).

При испытаниях была получена обширная информация о работе двигателей и ДУ на переходных и установившихся режимах.

Для всех двигателей рассматриваемого типа основными факторами, определяющими условия запуска, являются температура порохового стартера перед началом запуска и величина начального раскрытия проходного сечения регулятора. В процессе испытаний было установлено, что с увеличением температуры заброс тяги существенно возрастает и может достичь опасных значений при недостаточном быстродействии регулятора или при большой величине раскрытия его проходного сечения. Характерным свойством процессов повторного запуска двигателей является заметная зависимость основных показателей процесса от продолжительности паузы между первым выключением двигателя и повторным запуском. При продолжительности паузы более 100 с повторный процесс практически не отличается от предшествующего. При коротких паузах продолжительностью ~ 5 с повторный запуск происходит со сдвигом по времени примерно на 0,2 с и протекает более интенсивно - с заметным забросом давления. Анализ показывает, что данное явление обусловлено неполным опорожнением клапанных объемов гидравлического тракта двигателя от жидких компонентов при коротких паузах между запусками.

На процесс останова исследовавшихся двигателей внешние факторы влияли значительно слабее. Более существенными здесь являлись режимы работы двигателей перед остановом и интенсивность послепусковой продувки. Поэтому при огневой отработке процесса останова эти факторы варьировались и по ним задавались наиболее напряженные условия. Останов двигателей осуществлялся путем отсечки подачи окислителя в газогенератор, при этом остальные гидромагистрали двигателя в течение всего переходного процесса оставались открытыми. В процессе испытаний время уменьшения тяги от ~ 100 до 15 % от номинального значения во всех случаях не превышало ~ 0,5 с. Дальнейший спад тяги до уровня ~ 2 % затягивался, но не превышал ~ 3 с, что соответствовало требованиям ТЗ.

В процессе выполнения работ были применены разработанные методики и программы огневых и холодных испытаний

двигателей и ДУ, предусматривавшие разнообразные сочетания внешних факторов и режимов работы двигателей и соответствовавшие натурным условиям и программам работы двигателей при полете ракеты, а также огневые испытания ракетных блоков с ДУ после вибрационных испытаний, имитировавших виброперегрузки от работающих двигателей первой ступени. Анализ результатов показал, что основные параметры переходного процесса (время выхода на режим, величина заброса тяги при запуске и время спада тяги при выключении), полученные при автономных испытаниях двигателей, в составе ДУ и при летных испытаниях ракет, соответствуют друг другу и удовлетворяют требованиям ТЗ (рис. 2). Это свидетельствовало об эффективности примененных методов наземной отработки и созданного испытательного оборудования, позволивших значительно сократить затраты на летную отработку двигателей.

Проведенными испытаниями ДУ была подтверждена работоспособность и основные характеристики входивших в них маршевых двигателей, двигателей управления, энергоузлов, а также ДУ в целом. Двигатели и ДУ с комплектующими узлами и агрегатами проработали заданное по программам время, выполнили все предусмотренные изменения режима и повторного запуска и обеспечили требуемую тягу, экономичность и другие параметры в соответствии с заданными техническими условиями. Системы наддува баков и подачи компонентов топлива обеспечили нормальное питание всех агрегатов топливом на переходных и установившихся режимах в соответствии с требованиями. В процессе огневых испытаний было проведено измерение и анализ акустических полей, вибрационного и теплового состояния основных узлов и агрегатов ДУ. Результаты свидетельствовали, что измеренные величины виброперегрузок, действовавшие на узлы и элементы ДУ, а также изменений температур в отсеках ракеты соответствовали требованиям технической документации.

Разработанные методы нашли применение в практической деятельности ОКБ при исследовании, отработке и проведении межведомственных испытаний двигателей и ДУ для ЗУР и противоракет, созданных в период 1960-1980 гг.

МВИ двигателей ракеты А-350 были успешно завершены в 1967 г. Это были первые МВИ в нашей стране по двигателям тако-

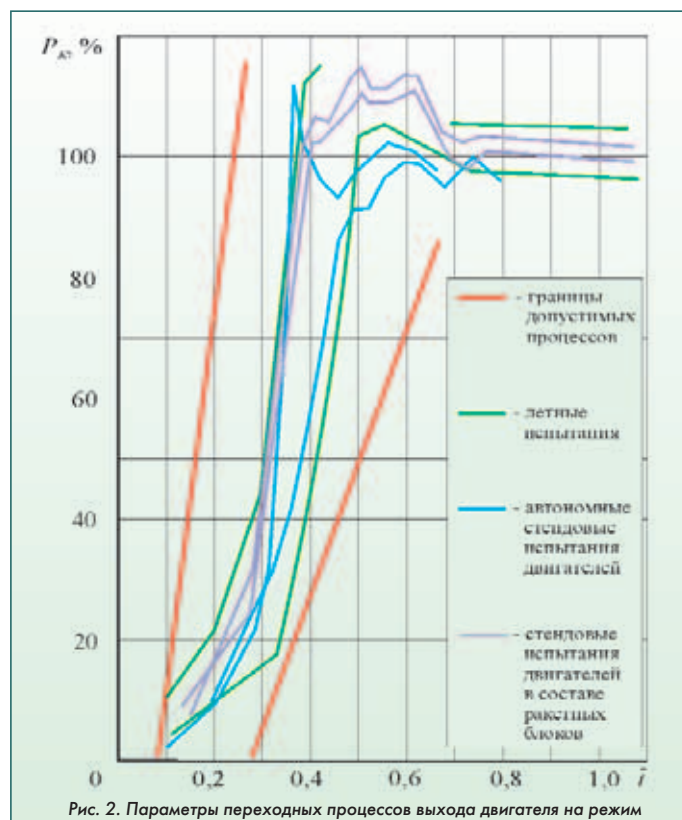


Рис. 2. Параметры переходных процессов выхода двигателя на режим

Ракета В-880 комплекса С-200



го типа. Заключительное заседание комиссии проходило в Ленинграде в канун 50-летия Октября. Отчет МВК с разделами "Заключение", "Выводы" и "Рекомендации" подписали все члены Комиссии. Об успешном завершении работы было доложено по правительственной связи в ЦК КПСС, Минавиапром и МО на имя Устинова, Деметьева и Батицкого. Шифровку подписали главный конструктор, председатель МВК и секретарь парткома завода. Это был большой успех коллектива ОКБ и его главного конструктора. Вечером перед отъездом в Москву мы гуляли по Ленинграду. Невский проспект был празднично украшен цветными гирляндами и красочными панно. На Московском вокзале открылся новый нарядный зал ожидания, а у Финляндского вокзала была развернута выставка паровозов, начиная с 1901 г. Среди экспонатов был представлен паровоз № 293, на котором В.И. Ленин приехал в Петроград в апреле 1917 г. Все это создавало радостное и праздничное настроение и ощущение причастности к происходящему. Свой пятидесятый юбилей наша страна встречала в расцвете своих сил, пользуясь большим международным авторитетом.

Пусковая установка комплекса С-300В



Через три года ракета А-350 была принята на вооружение в составе системы ПРО Москвы А-35.

В 1969 г. были успешно завершены МВИ двигателя для ЗУР В-880 большой дальности, способной поражать цели на расстоянии более 200 км, летящих со скоростью до 3500 км/ч. В начале 70-х годов ракета была принята на вооружение и находилась на боевом дежурстве в СССР и странах Варшавского договора. До настоящего времени она не имеет аналогов ни в нашей стране, ни за рубежом. В восьмидесятых годах во время боевых действий на Ближнем Востоке этой ракетой был сбит самолет-разведчик на большом (190 км) расстоянии, что явилось неожиданностью для противника. В девяностых годах, находясь в Германии, я с удивлением увидел ракету в историческом музее Берлина в качестве экспоната периода "холодной войны".

В 60-70-е годов ОКБ П.Д. Грушина была разработана зенитная ракета средней дальности 5В55, способная поражать цели, летящие со скоростями более 2500 м/с в широком диапазоне высот их полета. Ракета была одноступенчатой с твердотопливным однорежимным двигателем, в сопле которого располагались газовые рули системы управления полетом. Ракета стартовала вертикально из герметичного транспортно-пускового контейнера, запуск двигателя осуществлялся на высоте 20...25 м, что уменьшало воздействие газовых струй двигателя на элементы ракетного комплекса. Двигатель успешно прошел полный объем наземной отработки, включая МВИ и этапы летно-конструкторских испытаний.

В 1979 г. ракета 5В55 была принята на вооружение в составе комплекса ПВО С-300 и комплекса "Риф" Военно-Морского Флота. Я принимал участие в заключительных пусках ракеты, в ходе которых было сбито четыре мишени, причем все они были уничтожены первыми же ракетами. Модернизация ракеты, проведенная в середине 80-х годов и связанная с внедрением нового более эффективного двигателя, позволила существенно повысить ее характеристики, по которым в настоящее время 5В55 превосходит американскую ракету комплекса "Пэтриот". Комплекс С-300 с большим успехом демонстрируется на различных международных выставках вооружений.

Мне посчастливилось многие годы работать с коллективом ОКБ Петра Дмитриевича Грушина. Более пятнадцати лет я возглавлял межведомственные комиссии по стендовым испытаниям двигателей и ДУ для создаваемых им ракет, имея возможность тесного общения с Петром Дмитриевичем при выполнении этих работ. Это был выдающийся конструктор отечественных ракет противоракетной и противовоздушной обороны. Яркий талант и неутомимый поиск новых решений позволили ему успешно решать сложнейшие задачи, связанные с повышением обороноспособности страны. На протяжении почти сорока лет Петр Дмитриевич был неизменным руководителем созданного им высококвалифицированного коллектива ОКБ, занимавшегося разработкой уникальных ракет, которые стали надежным щитом нашей Родины и союзных с нами государств.

Первая зенитная управляемая ракета В-750, созданная в ОКБ П.Д. Грушина, была принята на вооружение в 1957 г. в составе комплекса ПВО С-75. 1 мая 1960 г. с помощью этой ракеты был сбит в районе Свердловска высотный самолет-разведчик У-2, пилотируемый американским летчиком Ф.Г. Пауэрсом. Использование этой ракеты и ее модификаций в боевых условиях во Вьетнаме и на Ближнем Востоке позволило уничтожить большое количество самолетов противника (по некоторым оценкам, более двух тысяч).

За прошедшие после этого три десятилетия специалистами ОКБ П.Д. Грушина были разработаны и приняты на вооружение сверхдинамичные и высокоманевренные ракеты, составившие основу отечественного ПРО и ПВО. На протяжении многих лет они надежно охраняли границы СССР и стран Варшавского Договора. Эти ракеты и в настоящее время остаются в составе Вооруженных Сил России. **ПД**