

Изобретение относится к ракетно-космической технике и может быть использовано как движительная установка верхних ступеней ракет, разгонных блоков и космических аппаратов. Ракетная двигательная установка на пастообразном топливе с детонационной скоростью сгорания топлива, которая включает бак с пастообразным топливом, вытеснительную систему его подачи в камеру сгорания через питательно-распределительную головку, камеру сгорания, сопловой блок для организации потока продуктов сгорания, систему регулировки расхода топлива в камеру сгорания, систему многократного запуска и выключения двигателя. Для создания более продолжительного импульса тяги и для многократного включения двигателя установлена камера детонационного сгорания топлива, питательно-распределительная головка, выполненная в виде сотовой конструкции с дисковым или ленточным механизмом подачи топлива, через которую импульсно подается топливо в камеру сгорания. В составе системы импульсной подачи порций топлива выполнена система последовательного инициирования (например, теплового, электрического, механического или лазерного) детонации порций топлива. С целью повышения экономичности двигателя сопло камеры двигателя выполнено по известной классической схеме в виде конусообразной оболочки длиной около трети диаметра камеры сгорания, соединенной по малому диаметру с камерой детонационного сгорания топлива, которая выполнена в виде цилиндрической оболочки той же длины. С целью регулировки вектора тяги двигателя сопло соединено шарнирным узлом с цилиндрическим корпусом камеры сгорания и с приводами для его качания.