

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано как маршевый двигатель верхних ступеней ракет и разгонных блоков ракет-носителей и космических аппаратов. Жидкостный ракетный двигатель с регулируемым вектором тяги содержит камеру сгорания с соплом, турбонасосную систему подачи топлива в камеру сгорания с турбиной, которая содержит выхлопной коллектор генераторного газа, соединенный газопроводом с кольцевым коллектором узла вдува выхлопного газа в сверхзвуковую часть сопла, кольцевую щель вдува, которая соединяет кольцевой коллектор с проточной частью сопла, шарнирный узел крепления двигателя к корпусу летательного аппарата с приводами поворотов двигателя для управления вектором тяги в плоскостях тангажа и курса. Кольцевой коллектор узла вдува выхлопного газа и кольцевая щель вдува разделены перегородками на две секции, соединенные газопроводами с выходными окнами газораспределителя, установленного в газопроводе между выхлопным коллектором турбины и коллектором вдува газа в сопло и соединенного с приводом. В кольцевой щели выполнены профилированные направляющие ребра, установленные под углом к радиальной плоскости. В одной секции ребра выполнены ориентированными в одну сторону, а в другой секции - в противоположную.